

VISIT...

LANZAROTE
Caliente.COM

МОДЕЛИ И МЕТОДЫ АЭРОДИНАМИКИ

Материалы
I и II
Международных школ-семинаров

МЦНМО
Москва
2002

УДК 533.6
532.5
629.7

Модели и методы аэродинамики. Материалы I и II Международных школ-семинаров. – М.: МЦНМО, 2002 – 124 с.

ISBN 5-94057-037-2

Сборник включает тезисы докладов, представленных на I и II Международных школах-семинарах “Модели и методы аэродинамики”, проводившихся в 2001 и 2002 годах в г. Евпатория. В рамках трех секций: аналитические методы и модели, вычислительная аэродинамика и экспериментальная аэродинамика рассмотрены результаты исследований безотрывных и отрывных течений, включая устойчивые и неустойчивые потоки, двух- и трехмерные, ламинарные и турбулентные, несжимаемые и сжимаемые, пограничные слои и слои смещения, а также процессы горения, вопросы кинетики, теплозащиты, конструкции летательных аппаратов и их элементов и др.

ISBN 5-94057-037-2

© МЦНМО, 2002 г.

МОДЕЛИ И МЕТОДЫ АЭРОДИНАМИКИ

Первая
Международная школа-семинар
Евпатория, 5-13 июня 2001 г.

ОРГАНИЗАТОРЫ

Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова
Институт автоматики и процессов управления ДВО РАН
Московский Центр непрерывного математического
образования при МГУ
Факультет аэромеханики и летательной техники МФТИ
Факультет “Стрела” МАИ
Институт гидромеханики НАН Украины

ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ И ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТЫ

Почетный председатель:

Г.Г. Черный *академик РАН, Институт механики МГУ*

Председатель организационного комитета:

В.А. Левин *член-корр. РАН, ИАПУ ДВО РАН*

Заместитель председателя организационного комитета:

В.В. Фурин *директор МЦНМО*

Председатель программного комитета:

И.И. Липатов *проф., ЦАГИ*

Члены организационного и программного комитетов:

В.В. Козлов (*ИТПМ СО РАН*), А.Н. Крайко (*ЦИАМ*),
Ю.И. Хлопков (*МФТИ*), В.А. Хомутов (*МАИ*), Г.А. Воропаев
(*Институт гидромеханики НАН Украины*), И.И. Вигдорович
(*ЦИАМ*), М.А. Иванькин (*ЦАГИ*), С.В. Чернов (*ЦАГИ*),
О.Л. Чернова (*ЦАГИ*)

Ученый секретарь:

Н.В. Гурьева *снс, ЦАГИ*

Численное исследование сверхзвукового обтекания двумерных угловых конфигураций

И.А. Бедарев, А.В. Борисов, Н.Н. Федорова
ИТПМ СО РАН, Новосибирск

В работе приведены результаты численного моделирования обтекания турбулентным и ламинарным потоком плоских (ступеньки и уступы) и осесимметричных (цилиндр и конус с “юбкой”) конфигураций. Расчеты выполнялись для сверхзвукового и гиперзвукового ($M = 2 \div 7$) режимов обтекания в широком диапазоне геометрических параметров. В качестве математической модели используются осредненные уравнения Навье–Стокса, дополненные двухпараметрической моделью турбулентности Уилкокса. Для аппроксимации по времени используется неявная схема расщепления по пространственным переменным, реализующаяся путем скалярных прогонок. Для аппроксимации производных от невязки потоков используются несколько схем типа TVD, основанных на расщеплении вектора невязки потоков.

Все расчеты проведены в условиях реальных физических экспериментов, выполненных в различных аэродинамических установках. Сравнение с экспериментом проводилось по полям давления и скорости, распределению поверхностного давления и трения, а также по распределению коэффициента интенсивности поверхностного теплообмена. Выполненные расчеты и сравнения с экспериментальными данными позволили верифицировать расчетный метод и используемую модель турбулентности в исследуемом диапазоне геометрических и газодинамических параметров.

Методами математического моделирования проведен анализ влияния на параметры отрыва и теплообмен таких параметров, как число Рейнольдса, внешний уровень кинетической энергии турбулентности и температура стенки. Показано, что изменение этих параметров существенно влияет как на размеры отрывной зоны, так и на интенсивность теплообмена в области взаимодействия пограничного слоя со скачками уплотнения и волнами разрежения.

Разработанный численный алгоритм и пакет программ использован для оптимизации течения в окрестности плоских угловых конфигураций. Целью оптимизации было снижение потерь полного давления и управление отрывом пограничного слоя. Проведенные

расчеты показали, что с помощью данного численного метода можно эффективно решать задачи оптимизации.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 99-01-00565) и при поддержке Программы интеграционных фундаментальных исследований СО РАН (проект № 2000-1).

Численное моделирование течения с “бегущей” детонационной волной в канале с полусферическим торцом

А.Т. Берлянд, В.В. Власенко

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

В последнее время опять возобновился интерес исследователей к детонационному способу сжигания топлива в камерах сгорания. При этом рассматриваются, как “остановленные”, так и “бегущие” детонационные волны. В настоящей работе проводится численное моделирование течения с “бегущей” детонационной волной, позволяющее оценить влияние способа поджигания (инициирования) горючей смеси на структуру течения. Особо следует заметить, что детонационная волна всегда имеет тонкую нестационарную пространственную структуру, что накладывает определенные ограничения на размер и характер используемой расчетной сетки при попытках разрешить эту структуру. Примеры расчетов двумерной нестационарной структуры наклонных детонационных волн и анализ возможности и адекватности ее разрешения при численном моделировании рассмотрены в предыдущих работах авторов настоящей статьи.

Расчеты велись с использованием комплекса программ SOLVER3, реализующего нестационарный вариант численной схемы Годунова–Колгана–Родионова второго порядка точности для численного решения системы уравнений Эйлера с химическими реакциями. Использовалась кинетическая схема Moretti, применимость которой для качественного анализа таких течений исследовалась авторами в предыдущих работах.

Если в схемах с детонационной волной, стабилизированной над поверхностью сжатия, поджигание смеси происходит автоматически, то в схемах с “бегущей” волной требуется довольно мощный источник поджигания. Проблема сокращения длины задержки и энергии воспламенения сводится к проблеме сокращения периода индукции. Такой эффект может быть достигнут, например, при

использовании фокусировки волн сжатия, аналогично тому, как это происходит при возникновении сонолюминесценции (см., например, [1, 2]). При распространении волны сжатия внутрь потока в направлении к центру удельный теплоподвод резко возрастает.

В настоящей работе приводится численное моделирование процесса инициирования детонации с помощью слабой ударной волны, отражающейся от полусферического торца канала. Оказалось, что относительно слабая волна инициирует процесс в этом случае даже при сравнительно низких температурах исходной смеси.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты № 00-03-32066, 00-01-00158).

Литература

1. *Кнепп Р., Дейли Дж., Хеммит Э.* Кавитация, М.: Мир, 1947, 687 с.
2. *Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М.* Теоретическая физика, т. VI, Гидродинамика, изд. 3-е, М.: Наука, 1986, с. 566-568.

Асимптотический анализ структуры длинноволновых вихрей Гертлера в гиперзвуковом пограничном слое

В.В. Боголепов

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Построена асимптотическая (при больших числах Рейнольдса и Гертлера) модель нелинейных длинноволновых вихрей Гертлера, локализованных внутри пограничного слоя около вогнутой поверхности, обтекаемой гиперзвуковым потоком вязкого газа на режиме слабого вязко-невязкого взаимодействия, получена оценка их максимальной длины волны. Численные решения получены для невязкого локального предела в линейном приближении.

Результаты расчетов показали, что рост числа Маха набегающего потока оказывает стабилизирующее воздействие на вихри, а изменение числа Прандтля не оказывает на них заметного воздействия.

По результатам расчетов не удалось оценить влияние степени нагрева поверхности на развитие вихрей. Однако для случая, когда вихри образуют трехслойную возмущенную структуру течения, впервые аналитически показано, что нагрев поверхности оказывает на них стабилизирующее воздействие.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты № 00-15-96070 и № 01-01-00189).

**Использование цифровой обработки для анализа
видео- и фотоизображений, полученных
в аэродинамическом эксперименте**

С.М. Болдырев, В.Н. Бражко, А.В. Ваганов
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Различные методы визуализации течений традиционно используются в аэродинамическом эксперименте. Большинство из них предназначено для качественного исследования физической картины обтекания объекта. Некоторые методы могут использоваться и для получения количественных результатов. Однако, для достижения точностей, сопоставимых с точностями, получаемыми при использовании дискретных датчиков, требуется весьма трудоемкая ручная работа или весьма дорогостоящая аппаратура.

Цифровая обработка изображений может использоваться как с целью улучшения визуального восприятия картин визуализации, так и с целью извлечения количественных данных.

В настоящей работе анализируется ряд проблем, связанных с созданием систем цифровой обработки изображений и приводится несколько примеров применения цифровой обработки к изображениям, полученных в реальных экспериментальных исследованиях.

В первом примере дается сравнение результатов традиционной ручной обработки киноматериалов и цифровой обработки видео изображений, полученных в исследованиях теплообмена методом термоиндикаторных покрытий. Сравнение показало их хорошее совпадение при существенном уменьшении трудоемкости и сокращении времени получения окончательных результатов.

Второй пример демонстрирует применение цифровой обработки изображений к данным, полученным с помощью метода флуоресцирующей масляной пленки, что позволило однозначно интерпретировать положение зон отрыва и присоединения потока, областей зарождения и разрушения вихрей.

Тепловая коррекция сверхзвукового входного диффузора

Т.А. Бормотова, В.В. Володин, В.В. Голуб
ИТЭС ОИВТ РАН, Москва

И.Н. Ласкин
ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

Сверхзвуковой входной диффузор работает в оптимальном режиме, когда первый косой скачок уплотнения попадает на обечайку диффузора. При изменении числа Маха полета оптимальный режим работы диффузора может быть достигнут изменением угла поворота потока или поддержанием числа Маха потока постоянным [1]. Аналогичная задача торможения сверхзвукового потока была рассмотрена аналитически в [2] для следа за источником тепловыделения.

В данной работе теплоподвод рассматривается как способ поддержания числа Маха сверхзвукового потока за областью вклада энергии перед воздухозаборником. Была построена 1D аналитическая модель, на основе которой был проведен расчет параметров газа в области вклада энергии. Использовалась зависимость числа Маха полета летательных аппаратов от высоты полета, приведенная в [3]. Увеличение числа Маха набегающего потока с высотой увеличивает потери энергии потока на косых скачках уплотнения в диффузоре. Теплоподвод позволяет значительно уменьшить эти потери.

Было проведено 2D численное моделирование двухскачкового сверхзвукового диффузора. Использована система параболизированных уравнений Навье–Стокса с турбулентной вязкостью по модели А.Н. Секундова. Получены пространственные распределения давления, температуры и числа Маха потока в сверхзвуковом двухскачковом диффузоре. Проведено сравнение рассматриваемых параметров при механической и тепловой коррекции. Обнаружено, что статическое давление потока мало отличается в обоих случаях, температура примерно в 2 раза выше, а число Маха примерно в 1.5 раза ниже в случае тепловой коррекции. С помощью них были получены зависимости коэффициента восстановления полного давления для диффузора при механической и тепловой коррекции режима работы. Потери полного давления вдоль по оси диффузора при тепловой коррекции мало отличаются от потерь при числе Маха набегающего потока $M = 3$. Незначительные отклонения появляются из-за эффектов диссоциации и уменьшения пограничного слоя при повышении температуры.

Литература

1. Голуб В.В., Бормотова Т.А., Бабаева Н.Ю., Володин В.В. Объемное торможение сверхзвукового потока с помощью теплоподвода для минимизации потерь полного давления в диффузоре // XVIII Международный Семинар “Течения газа и плазмы в соплах, струях и следах”, 2000, СПб.
2. Лукьянов Г.А. О сопротивлении и теплообмене тела в сверхзвуковом потоке при наличии перед телом плоского источника энергии. Институт высокопроизводительных вычислений и баз данных, Препринт № 04-98, 1998, СПб.
3. Erdos J.J. Scramjet Testing in Shock-Heated Tunnels // ISSW21, Vol. 1:41 – 50. 1998.

Управление отрывными течениями

В.Я. Боровой, А.С. Скуратов

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Управление отрывными течениями является важной задачей прикладной аэродинамики и направлено на улучшение аэродинамических характеристик летательных аппаратов во всем диапазоне скоростей полета – от дозвуковых до гиперзвуковых.

В работе рассматриваются два примера управления. Первый относится к экспериментальному исследованию активного управления отрывным течением в кольцевой выемке на остром конусе, обтекаемом потоком с числом $M_\infty = 6$. Показано, что вдув газа в выемку вблизи ее задней стенки через пористую вставку приводит к значительному уменьшению теплового потока к дну выемки, к ее задней стенке и к поверхности конуса непосредственно за выемкой. Рассмотрен механизм ослабления теплообмена. Получены зависимости коэффициента теплоотдачи на указанных поверхностях от параметра вдува.

Второй пример относится к пассивному управлению взаимодействием косого скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем на пластине при наличии развитого отрыва ($M_\infty = 4$). Методика состоит в использовании энергии падающего скачка уплотнения. Газ, сжатый в падающем и отраженном скачках, забирается из пристеночной области с помощью специального устройства, перепускался по внутренней полости пластины и вдувался перед областью взаимодействия. Хотя таким образом и не удалось полностью устранить отрыв, управление оказало значительное влияние на течение:

- улучшилось восстановление полного давления за областью взаимодействия вследствие увеличения тангенциального момента количества движения в пограничном слое и уменьшения размеров отрывной области;
- существенно уменьшилось давление на поверхности пластины в области присоединения оторвавшегося течения;
- на 30% уменьшился уровень пульсаций давления на поверхности в конце области взаимодействия.

Расчетные исследования по выбору параметров аэродинамической компоновки крыла ближне-среднемагистрального самолета на крейсерском режиме полета

Н.Н. Брагин

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

В работе приведены результаты расчетных исследований двух вариантов аэродинамической компоновки сверхкритического крыла ($\bar{c} = 15.5-12.5-10.5$) и их модификаций. Варианты отличаются формой профилей и распределением углов аэродинамической крутки сечений, выполненных при одной и той же форме крыла в плане.

Целью исследований является увеличение величины крейсерского числа M и уменьшение величины волнового сопротивления.

Расчеты аэродинамических характеристик модели проводились по программе О.В. Карася, В.Е. Ковалева [Труды ЦАГИ, вып. 2451, 1989 г.]. В этой программе реализован итерационный алгоритм трансзвукового вязко-невязкого взаимодействия на основе теории пограничного слоя второго приближения.

Вычисления были сделаны при числах $M = 0.70, 0.76, 0.78, 0.8, 0.82$. при фиксированном значении коэффициента подъемной силы $C_y = 0.54$ и числе Рейнольдса $Re = 20 \cdot 10^6$, соответствующим условиям натурного полета (положение перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный фиксировалось в расчетах на линии $X_{пв} = X_{пн} = 2\%$).

Устойчивость жидких пленок с притоком и оттоком массы на поверхности

В.А. Бучин, Г.А. Шапошникова

Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва

Исследуется эволюция возмущений, распространяющихся по поверхности пленки магнитной жидкости, стекающей по вертикальной стенке. Для описания течений тонких пленок используется система уравнений, полученная осреднением по толщине слоя уравнений неразрывности и движения с учетом граничных условий на поверхности жидкости и на стенке. Для однородного градиента магнитного поля система уравнений имеет стационарное решение, когда толщина пленки и расход постоянны вдоль стенки. При одном и том же расходе жидкости толщина пленки зависит от величины градиента магнитного поля. В случае, когда градиент магнитного поля направлен вдоль силы тяжести, толщина пленки при наличии магнитного поля меньше, чем в отсутствии поля. В случае, когда градиент направлен противоположно силе тяжести, толщина пленки при наличии магнитного поля больше, чем в его отсутствие. Включение градиента магнитного поля вызывает переход от одного стационарного течения к другому. Нестационарный процесс реорганизации течения был исследован в численном эксперименте. Показано, что процесс перехода от одного течения к другому сопровождается возникновением и движением вдоль пленки солитона. Высота распространяющегося солитона может существенно превышать разность между стационарными толщинами пленок при наличии поля и в его отсутствие.

Известно, что стационарные течения пленок конвективно неустойчивы. При внесении в поток возмущений толщины или расхода, эти возмущения распространяются вниз по потоку, возрастая по амплитуде. В работе исследуется взаимодействие этих возмущений с возмущениями, генерируемыми гармоническими колебаниями градиента магнитного поля. Показано, что возмущения любой частоты, вносимые в поток, могут быть подавлены с помощью осциллирующего градиента магнитного поля.

В работе численно исследуется влияние притока и оттока массы на поверхности пленки на распространение и рост возмущений. Показано, что приток массы уменьшает амплитуду возмущений, а отток приводит к интенсивному росту амплитуды. Предлагается объяснение полученных эффектов.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 99-01-01155).

Комплексный подход к определению аэродинамических характеристик многоблочных ракетноносителей с надкалиберным головным обтекателем

А.В. Ваганов, С.М. Задонский, В.И. Пляшечник
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

А.А. Дядькин, В.К. Костюк, В.П. Серафимов
РКК “Энергия” им. С.П. Королева, Королев

Рассматриваются вопросы моделирования в аэродинамических трубах обтекания многоблочных ракетноносителей (РН) с надкалиберными головными обтекателями (ГО) в трансзвуковом диапазоне скоростей.

В основу определения аэродинамических характеристик РН был положен комплексный метод, позволяющий одновременно определять как интегральные аэродинамические характеристики всей модели, так и ее основных конструктивных элементов. С этой целью модель оснащалась четырьмя внутримодельными шестикомпонентными тензовесами, которые измеряли аэродинамические силы и моменты, действующие на полную компоновку, на надкалиберный головной обтекатель и на два смежных блока боковых ускорителей. Подобный подход позволяет получить наиболее полное представление о степени влияния тех или иных конструктивных элементов ракетноносителя на его суммарные аэродинамические характеристики, об их взаимной интерференции.

Для определения критических режимов течения, связанных с изменением характера обтекания надкалиберной носовой части модели РН, одновременно с весовыми испытаниями проводилось измерение статического давления в зонах изломов образующей головного обтекателя. Показано, что перестройка режимов течения на ГО приводит к изменению глобальной картины обтекания модели РН.

Рассматривается также ряд проблем методического характера, касающихся допустимых геометрических размеров модели, а также определения погрешностей измерений при проведении эксперимента.

Тепловая защита поверхности от конвективного теплового потока путем вдува различных веществ

Э.Б. Василевский

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Приведен обзор результатов исследований тепловой защиты поверхности тел, осуществляемой путем вдува различных веществ в поток. Этот способ может быть использован для теплозащиты наиболее теплонпряженных элементов поверхностей тел, обтекаемых высокотемпературным потоком газа: устройств высокотемпературной энергетики, элементов сверхзвукового летательного аппарата (носки фюзеляжа и антенны, передних кромок крыла, воздухозаборника, пилонов двигателя).

Для выбора охладителя разработана методика расчета весовой и объемной эффективности охладителей с учетом объема и веса резервуара для их хранения. На основе классификации веществ по молекулярному составу произведен отбор наиболее перспективных охладителей.

Показано, что весовая и объемная эффективность газов почти не зависит от молекулярного веса. Небольшое преимущество имеют многоатомные газы с большим молекулярным весом, обладающие более высокой сжимаемостью и диссоциирующие при низкой температуре. Жидкие охладители имеют значительно более высокую весовую и объемную эффективность по сравнению с газами. Синтезированы вещества с необходимыми свойствами.

Показано, что уменьшение радиуса притупления в некоторых случаях приводит к уменьшению расхода охладителя, необходимого для теплозащиты.

Проанализированы результаты экспериментальных исследований, которые осуществлялись в широком диапазоне температуры торможения и давления сверхзвукового потока. Рассмотрены достоинства и недостатки различных способов, в том числе при вдуве жидкости через пористую и перфорированную поверхность, центробежную форсунку, тангенциальную щель.

Разработка силовой установки СПС-2 и СДС

В.И. Васильев, Г.Н. Лаврухин, В.Ф. Самохин, В.О. Акинфиев,
М.А. Иванькин

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Э.Г. Павлова

ЛНИ им. М.М. Громова, Жуковский

Д.В. Мерекин

ОКБ Сухого, Москва

Проведены комплексные исследования по оценке аэродинамических и акустических характеристик силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения (СПС-2) большой пассажировместимости и сверхзвукового делового самолета (СДС), рассчитанного на небольшое ($15 \div 20$) число пассажиров.

В ЦАГИ разрабатывается концепция СДС (СПС-2), принципиальными моментами которой являются:

- двухрежимность – $M_{кр} = 2$ для полета над морем, $M_{кр} = 0.93$ для полета над сушей;
- выбор ТРДД со степенью двухконтурности $m \approx 1$;
- увеличение C_y на взлете и соответствующее снижение тяги двигателя для уменьшения шума.

Принципиальными моментами, касающимися силовой установки являются:

- единая силовая установка для СПС-2 и СДС;
- четырехдвигательная подкрыльевая компоновка;
- интегральная компоновка двигателя, являющаяся аналогом Ту-160;
- длина канала воздухозаборника порядка 4 калибров двигателя;
- отсутствие ПГО, влияющего на течение в воздухозаборнике.

К принципиальным моментам двигателя относятся:

- двухконтурность $m \approx 1$ (в отличие от ТРД);
- легкое круглое сопло без шумоглушения;
- звукопоглощающие покрытия.

Проведенные предварительные оценки показали, что использование отмеченных выше особенностей позволит снизить шум самолета на взлете на ~ 30 дБ в каждой из трех контрольных точек по

сравнению с самолетами Конкорд и Ту-144 и обеспечить уровень шума СДС ниже перспективных норм ИКАО.

Накопленный опыт работ с воздухозаборниками и соплами позволяет обеспечить высокий уровень их характеристик.

Была проведена расчетно-экспериментальная оценка, направленная на оптимизацию геометрии осесимметричного сопла, аналогичного соплу Ту-160, под параметры СДС (СПС-2) на режиме крейсерского сверхзвукового полета.

При разработке силовой установки СДС (СПС-2), предлагаемой в концепции ЦАГИ, в отделении аэродинамики силовых установок и ГОСНИЦ ЦАГИ, наряду с исследованием осесимметричных сопел, были проведены комплексные экспериментальные исследования акустических и аэродинамических характеристик перспективного плоского сопла. Концепция плоского сопла с шумоглушением рассматривается как в России (ЦАГИ, ЦИАМ), так и за рубежом, в частности в США, рядом авиационно-космических фирм. В ЦАГИ выполнена аэродинамическая модель плоского эжекторного сопла с шумоглушением, и проведены исследования, показавшие, что при использовании плоского сопла с профилированными перегородками, которые разбивают струю на ряд плоских струй, можно получить снижение уровня шума сопла на 10 дБ при увеличении потерь тяги всего на 3.5%, что является весьма эффективным средством, обеспечивающим высокие экологические и тягово-экономические показатели перспективных силовых установок СДС (СПС-2).

Электрогазодинамические аспекты работы авиационных двигателей: теория, лабораторный и натурный эксперимент

А.Б. Ватажин
ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

Рассмотрены электрофизические эффекты, возникающие при работе авиационных реактивных двигателей и обусловленные наличием в тракте двигателя заряженных частиц. Эти эффекты не влияют на само газодинамическое течение, но вызывают электризацию летательного аппарата (ЛА), влияют на конденсацию в двигательных струях и дают возможность проводить диагностику работы двигателя электрическими методами.

Основные результаты получены в следующих направлениях:

- Изучено нарушение электрической квазинейтральности потока в тракте двигателя, обусловленное различием скоростей диффузии электронов и ионов (возникших в камере сгорания) к поверхностям внутренних элементов двигателя. Разработана теория электрических диффузионных пограничных слоев, сформулированы и решены задачи об их развитии внутри ламинарного и турбулентного пограничного слоя на плоской пластине и в окрестности критической точки обтекаемого тела (например, лопатки). Результаты расчетов электрического тока выноса из двигателя (вызывающего электризацию ЛА) согласуются с данными аэродромных испытаний. Построена теория важного эффекта – исчезновения тока выноса из двигателя на режиме форсажа.
- На основе созданной физико-математической модели конденсационных турбулентных струй выполнено численное моделирование лабораторных паровоздушных струй при наличии гомогенной и гетерогенной конденсации и конденсации на ионах, попадающих в струю из сопла или из окружающего пространства. Проведено сопоставление расчетов с экспериментальными данными. Определены поля газодинамических и кинетических параметров и степень конверсии пара в конденсированную дисперсную фазу. Рассмотрены конденсационные эффекты в двигательных струях современных самолетов.
- Теоретически обоснован и разработан метод бесконтактной электростатической диагностики состояния авиационных двигателей, основанный на регистрации зондами-антеннами, расположенными вне двигателя и вне его струи, переменных электрических полей, генерируемых находящимися в струях заряженными частицами. Сигналы с зондов обрабатываются в виде спектров, в результате чего составляется “электрический портрет” двигателя. Анализ полученной информации позволяет выяснять особенности и специфику работы двигателя. Проведены аэродромные испытания на современных самолетах.
- Разработан новый метод обнаружения начала разрушения металлических тел (элементов двигателя). В его основе лежит эффект появления большого числа положительно заряженных микрочастиц при разрушении образцов и регистрация электрических сигналов от этих частиц. Метод апробирован в лабораторных и стендовых условиях.

**Экспериментальное исследование эффективности
различных способов инъекции барботированного газом
керосина в сверхзвуковую камеру сгорания**

О.В. Волощенко, С.А. Зосимов, В.В. Иванов, А.А. Николаев,
В.А. Сабельников

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Работа основана на результатах экспериментов по горению барботированного газом керосина в прямоточных камерах сгорания со сверхзвуковой скоростью на входе. Эксперименты проводились на присоединенном воздухопроводе при параметрах торможения $P_t = 14 \div 18$ атм и $T_t \cong 1700$ К, число Маха на входе 2.5. Условия соответствуют М полета ~ 6 .

Целью работы было исследование возможных способов организации высокоэффективного горения керосина в сверхзвуковых камерах сгорания. Для интенсификации процессов смешения и горения в сверхзвуковой камере сгорания использовалось барботирование, т.е. насыщение газом в количестве $5 \div 10\%$ от массы керосина. Кроме очевидной интенсификации смешения это ведет к тому, что появляется возможность использовать имеющийся опыт по интенсификации и управлению смешением как при подаче струй водорода.

В работе исследовалось влияние на рабочий процесс в камере сгорания различных факторов:

- влияние формы сопел для подачи топлива (круглой и овальной),
- влияние типа газа для барботирования (водород, воздух) и массовой доли газа,
- влияние длины камеры сгорания на эффективность горения и границу бедного срыва,
- исследовались различные инжекторы: трубчатые, “стреловидные”, клиновидные, ряд вариантов подачи со стенки – “аэро-рампы”.

Были получены следующие основные результаты:

- определены границы устойчивой работы камеры сгорания по коэффициенту избытка топлива.
- определены зависимости полноты сгорания от коэффициента избытка топлива для различных способов инъекции.
- предложена физическая модель рабочего процесса в камере сгорания в условиях проведения экспериментов.

Экспериментальное исследование газодинамических методов организации горения в сверхзвуковом потоке

О.В. Волощенко, М.А. Иванькин, В.В. Иванов, В.А. Сабельников
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

В работе представлены результаты экспериментального исследования газодинамических методов стабилизации горения углеводородных топлив в сверхзвуковом потоке.

Получено самовоспламенение и устойчивое горение водорода в головной свободновисящей рециркуляционной зоне, образованной при разрушении звуковой струи водорода в результате интерференции с сильным скачком уплотнения, генерируемым незапущенным осесимметричным диффузором (профилированным телом с протоком). Определены границы устойчивого горения в зоне перед телом с протоком.

Получено самовоспламенение и горение водорода в передней отрывной зоне, создаваемой при обтекании осесимметричного профилированного тела с протоком с центральной иглой, при подаче водорода через иглу навстречу потоку. Игла установлена в носовой части тела с протоком и выступает перед плоскостью входа на расстояние $L = 0.28-1.28D$, где D – диаметр входа тела с протоком. Получены характерные режимы течения для игл различной длины.

Получено самовоспламенение и устойчивое горение водорода в свободновисящей рециркуляционной зоне, расположенной в следе за осесимметричным профилированным телом с протоком. Струя водорода выдувается через пилон соосно струе воздуха, проходящей через тело с протоком. Пилон, расположен в хвостовой части тела с протоком. Свободновисящая рециркуляционная зона возникает при разрушении струи водорода в результате интерференции со скачком уплотнения в первой бочке нерасчетной струи воздуха, истекающей из тела с протоком.

Эксперименты проведены на аэродинамическом стенде ЦАГИ Т-131В в сверхзвуковом потоке на выходе из плоских расширяющихся каналов при числах Маха $M \approx 2.5-2.6$, температура и давление торможения в воздухоподогревателе $T_t \approx 1200-1500$ К, $P_t \approx 2.7-3$ МПа.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00158).

Влияние магнитного поля на тепломассоперенос и испарение капель магнитных жидкостей

В.В. Гогосов

Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва

Е.В. Зубенко, Х.Д. Искендеров, М.А. Кобозев, А.Я. Симоновский
*Ставропольская государственная сельскохозяйственная академия,
Ставрополь*

Исследуются процессы испарения капель магнитных жидкостей (МЖ) на горячей поверхности. Проводились следующие эксперименты. На нагретую поверхность падает капля магнитной жидкости. При разных температурах поверхности нагревателя измеряется крайевой угол α между каплей и поверхностью нагревателя. Измеряется время τ испарения капли в зависимости от ее объема и температуры поверхности нагревателя, а также от концентрации магнитной фазы в жидкости. Такие измерения проводились как без магнитного поля, так и при наличии горизонтального или вертикального относительно поверхности нагревателя однородного магнитного поля разной интенсивности.

Показано, что испарение капель концентрированной МЖ в интервале температур от 100°C до 250°C отличается от испарения обычных жидкостей. С ростом температуры нагревателя во всем изученном интервале температур происходит монотонное уменьшение τ . При температурах поверхности нагревателя $\sim 150^\circ\text{C}$ внутри капель концентрированной МЖ образуется сгусток шарообразной формы темно-коричневого цвета, окруженный слоем прозрачной жидкости. С течением времени прозрачная оболочка капли испаряется, а на месте испарившейся капли остается круглой формы темный осадок.

Обнаружено, что магнитное поле влияет не только на поведение α и τ , но и приводит к возникновению макроструктур на поверхности капель. Например, в слабо концентрированных жидкостях на поверхности капль в начальный период испарения образуются трещины древовидной формы, расположение и конфигурация которых зависят от направления магнитного поля. Это свидетельствует о превращении при высоких температурах капль МЖ жидкости в гели.

Представляет интерес поведение капль концентрированной МЖ в интервале температур поверхности нагревателя от 175°C до 600°C. Испарение происходит не только со свободной поверхности капли, но и внутрь объема капли от ее поверхности, контактирующей с

поверхностью нагревателя. При этом в объеме капли образуются пузырьки пара. Это приводит к увеличению диаметра капли в $1.5 \div 2$ раза. В последующие моменты времени в результате испарения размер капли начинает уменьшаться. По окончании испарения на поверхности нагревателя вместо капли остается осадок, имеющий вид смятой сферической оболочки. Препарирование остатка капли тонким лезвием показывает, что в конце испарения она представляет собой полую тонкостенную оболочку, испещренную дырочками – местами выхода формирующихся пузырьков пара через поверхность оболочки.

Предлагается объяснение наблюдающихся в экспериментах явлений.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 99-01-01057).

Оптимальные крылья в гиперзвуковом потоке газа

В.Н. Голубкин, В.В. Сысоев

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Разработан эффективный численно-аналитический подход к определению максимального аэродинамического качества и соответствующих оптимальных форм тонких крыльев малого удлинения в гиперзвуковом потоке газа. Рациональная формулировка вариационной задачи получена с использованием общего аналитического решения задачи пространственного обтекания крыла методом тонкого ударного слоя и интегральных законов сохранения. Для решения задачи оптимизации при заданном угле атаки, площади в плане и других ограничениях использованы классические методы вариационного исчисления и прямые численные методы.

Рассмотрены характерные случаи оптимизации крыльев с острой и слабо затупленной передними кромками. Обнаружено бифуркационное поведение оптимального решения при изменении размаха крыла, сопровождающееся качественными изменениями оптимальных форм. Выявлены особенности пространственной геометрии крыла, приводящие к увеличению качества. Указаны классы пространственных оптимальных форм, имеющих существенно большее гиперзвуковое качество по сравнению с плоскими крыльями в широком диапазоне углов атаки. Установлено, что наличие малого затупления передней кромки существенно влияет на конфигурацию

оптимальных форм, найден параметр подобия, характеризующий относительное влияние сопротивления затупления, и получены характерные немонотонные зависимости качества от угла атаки.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 99-01-01128).

Экстремальные задачи ускорения тел сжатым газом

А.Н. Голубятников, Н.Е. Леонтьев
МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва

При расчетах внутренней баллистики метательных систем на определенной стадии разлета может быть использован класс точных решений уравнений газовой динамики с однородной деформацией, допускающий известный функциональный произвол. Такой подход позволяет ставить и решать некоторые задачи оптимизации работы этих систем при подходящих ограничениях на начальные и краевые условия [1].

Использование предельных соотношений, полученных из рассмотрения движения газа между двумя поршнями с однородной деформацией, позволяет на начальном этапе оптимизации работы многопоршневых баллистических установок [2] аппроксимировать многоступенчатую газодинамическую систему конечномерной системой последовательно взаимодействующих твердых тел. В рамках такой дискретной модели, применимой для описания достаточно разреженных систем, задача оптимизации скорости метания за счет выбора масс промежуточных слоев газа и поршней сведена к задаче Герца о выборе наилучшего распределения масс упруго сталкивающихся материальных точек, решение которой дает убывающую геометрическую прогрессию. Особенностью данной задачи является то, что, несмотря на относительно невысокий КПД, здесь теоретически могут быть достигнуты значительные скорости метания.

Важным элементом является задача оптимизации работы первой ступени установки с учетом специально деформирующейся боковой границы. На практике подвижная граница может деформироваться, например, продуктами детонации заряда взрывчатого вещества [3]. Показано, что при двусторонних ограничениях на начальную плотность, как и в случае метательных установок с продольным движением газа [1], при заданной форме боковой границы распределение плотности, обеспечивающее наибольший КПД, является кусочно-

постоянным. С другой стороны, в случае постоянной начальной плотности газа наилучшим образом выбранная подвижная граница необходимо должна состоять из цилиндрических и плоских участков, причем в зависимости от заданных параметров системы не исключается наличие движения задней стенки.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты № 00-15-96154, 00-01-00135).

Литература

1. Голубятников А.Н. К оптимальной постановке газодинамической задачи Лагранжа // Вестн. МГУ. Сер. 1, Матем. Механ. 1995, № 6, с. 59-61.
2. Жаровцев В.В., Комаровский Л.В., Погорелов Е.И. Математическое моделирование и оптимальное проектирование баллистических установок. Томск: Изд-во ТГУ, 1989. 256 с.
3. Пилюгин Н.Н., Леонтьев Н.Е. Возможности повышения скорости метания тел в баллистических установках. Институт механики МГУ, Препринт № 52-99, 1999. 58 с.

Использование излучения радикалов ОН для определения полноты сгорания углеводородных топлив

М.А. Гольдфельд, С.Г. Миронов, А.А. Мишунин, А.В. Потапкин
ИТПМ СО РАН, Новосибирск

Полнота сгорания топлива в энергетических установках и двигателях является важным показателем степени совершенства их конструкции и эффективности использования топлива. В настоящее время полнота сгорания топлива определяется, в основном, калориметрическим методом и методом химического анализа продуктов сгорания. Возникают большие трудности при их применении для исследования горения в каналах ГПВРД при сверхзвуковых скоростях потока и особенно при испытаниях в аэродинамических трубах кратковременного действия. Решением этой проблемы является создание оптических методов контроля полноты сгорания.

В работе представлена методика определения полноты сгорания керосина по интенсивности излучения радикалов ОН в ультрафиолетовом диапазоне 270÷360 нм. Методика аналогична ранее разработанной методике для водородных пламен, в основе которой лежит предположение о пропорциональности интенсивности свечения радикалов ОН и интенсивности реакций окисления с их участием. Величина полноты сгорания топлива определялась по отношению

величины интенсивности свечения радикалов ОН в исследуемом пламени и калибровочном факеле при одинаковых расходах водорода. При этом условия горения калибровочного факела должны обеспечивать полное сгорание топлива.

Спектральный диапазон свечения радикалов ОН выделялся комбинацией стеклянного и жидкостного фильтра с полосой пропускания 270÷360 нм. Регистрация отфильтрованного излучения производилась фотоумножителем через систему щелевой развертки изображения с целью выделения области излучения реакционной зоны пламени. Апробация оптической системы проводилась на свободном водородном пламени. Водород подавался из баллона высокого давления через систему трубопроводов и струйную форсунку. Данные настоящего исследования, проведенного с водородным пламенем, хорошо согласуются с данными, полученными в работах С.С. Воронцова (1976) и В.К. Баева (1984).

Разработанная оптическая система была применена для регистрации интенсивности излучения радикалов ОН при горении паров керосина в воздухе. Пары керосина создавались путем нагревания авиационного керосина в теплоизолированном сосуде высокого давления. Выпуск паров керосина производился с помощью быстродействующего пироклапана через многощелевую форсунку, а поджиг – дежурным факелом. В течение всего процесса измерялось давление в сосуде. Расход паров керосина вычислялся по темпу падения давления в сосуде и расходу жидкого керосина в эксперименте. Таким образом, были получены зависимости интенсивности свечения радикалов ОН от расхода керосинового пара при полноте сгорания, близкой к 1.

Проведенные исследования позволили сделать следующие выводы. В области малых расходов (< 2 г/с) в водородных пламенах зависимость интенсивности свечения радикалов ОН от расхода водорода имеет нелинейный характер. В углеводородных пламенах зависимость интенсивности свечения ОН радикалов от расхода топлива линейна в диапазоне от 0 до 60 г/с.

Исследование воспламенения и горения керосина в модели полного двигателя.

М.А. Гольдфельд, Р.В. Нестуля, А.В. Старов
ИТПМ СО РАН, Новосибирск

До скоростей полета, соответствующих числам Маха $M = 7\div 8$, предполагается использование жидких углеводородных топлив. При

этом наиболее сложным вопросом является организация воспламенения и горения жидких углеводородов при сверхзвуковой скорости потока на входе в канал камеры сгорания.

В работе представлены результаты исследования полной модели ГПВРД с горением керосина. Эксперименты были проведены в импульсной аэродинамической трубе ИТ-302М ИТПМ СО РАН при параметрах торможения потока, близких к полетным при числах Маха 5 и 6. Основными целями испытаний модели являлись: а) исследование воспламенения и стабилизации горения жидкого керосина в камере сгорания ГПВРД в импульсной установке; б) получение положительной эффективной тяги; в) сравнение экспериментальных результатов с расчетными данными.

Модель полного двигателя состоит из трех модулей: воздухозаборника, камеры сгорания и сопла. Двумерный трехскачковый воздухозаборник с полным углом поворота потока 23.5° обеспечивает восьмикратное геометрическое сжатие. Конструкция камеры сгорания предусматривает организацию за воздухозаборником внезапного расширения канала модели (ступенька) с возможностью вдува топлива со ступеньки спутно потоку. Камера сгорания имеет короткий участок постоянной площади и расширяющуюся часть при общей длине 20 калибров. Дополнительный вдув топлива осуществляется с пилонов или со стенки камеры сгорания под различными углами к потоку. Плоское сопло было исследовано в двух вариантах: с относительным расширением 1 и 1.62. Модульный принцип конструкции модели позволил получить характеристики отдельных элементов и двигателя в целом.

Измеренные параметры модели включали: 1) распределения статического давления вдоль канала модели; 2) поля полных давлений на выходе камеры сгорания и сопла; 3) распределения тепловых потоков вдоль канала камеры сгорания; 4) силы, действующие на модель (с помощью трехкомпонентных весов); 5) расход топлива; 6) полноту сгорания с помощью регистрации излучения в ультрафиолетовом диапазоне.

Опыты были проведены при избытках керосина $0.6 \div 1.2$. Было получено, что для воспламенения керосина требовался пилотный факел водорода при расходе $3 \div 6\%$ от массового расхода керосина. Горение керосина приводило к значительному повышению статического давления и тепловых потоков ($4 \div 5$ раз). Измерения на выходе камеры сгорания показали, что скорость потока в этом сечении при горении становится близкой к звуковой, но остается сверхзвуковой,

что позволяет сделать вывод о реализации горения керосина в сверхзвуковом потоке воздуха.

Проведенные экспериментальные исследования позволили сделать следующие выводы: а) необходимо использовать пилотный факел водорода для обеспечения воспламенения жидкого керосина; б) получено устойчивое горение керосина при сверхзвуковой скорости потока и показана возможность его изучения в аэродинамических установках кратковременного действия (70÷120 мс); с) получена положительная эффективная тяга при высоком уровне внутренней тяги; д) сравнение экспериментальных данных с расчетными результатами показало их удовлетворительное соответствие.

Моделирование аэродинамики межступенного отсека составной ракеты

В.А. Горяйнов, С.В. Коннов
МАИ им. С. Орджоникидзе, Москва

Аэродинамика межступенного отсека составной ракеты является базовым аспектом задачи разделения ступеней. Рассматривается вариант компоновочной схемы, когда пространство межступенного отсека ограничено передним сферическим днищем центрального бака 1-й ступени и задним плоским днищем с выступающим соплом двигательной установки (ДУ) 2-й ступени в продольном направлении и двумя боковыми цилиндрическими баками в поперечном направлении.

Ставится задача математического моделирования течения в межступенном отсеке с характерной пространственной конфигурацией на основе модели Эйлера в квазитрехмерной постановке. Для решения задачи используется метод Годунова второго порядка точности [1, 2]. Алгоритм метода Годунова базируется на пересчете газодинамических параметров в ячейках сетки при переходе от момента времени t_0 к моменту $t_0 + \tau$ с использованием интегральных законов сохранения.

$$\begin{aligned} \iint_S (\sigma dx dy + a dy dt + b dt dx) = - \iiint_V \frac{1}{y} (f_0 + f_1) dx dy dt, \\ f_0 = [\rho u, \rho uv, \rho v^2, (e + p)u,]^T \end{aligned} \quad (1)$$

Массообмен внешнего потока с течением в отсеке в окрестности плоскости стыковки центральных и боковых баков осуществляется

за счет 3-мерных течений, которые моделируются специальным заданием источниковых членов $f_1(x,y)$ в системе уравнений (1) на границах расчетной области.

Проведенное моделирование аэродинамики межступенного отсека с характерной пространственной конфигурацией дает представление о картине течения и ударно-волновых структурах на различных режимах полета при $M_\infty = 2 \div 7$, включая этап разделения ступеней. Полученные оценки локализации зон отрыва пограничного слоя позволяют прогнозировать экстремально теплонпряженные участки обшивки типового межступенного отсека. На одном из режимов полета до включения сопла 2-й ступени обнаружено аномальное появление автоколебаний давления, сопровождающееся структурной перестройкой течения. Такие аномальные автоколебания получены и для осесимметричной каверны, представляющей пространство между двумя близко расположенными соосными цилиндрами, обтекаемыми в продольном направлении стационарным потоком без внешних возмущений, так что это явление можно считать типичным для течений между соосными цилиндрами как с плоскими, так и неплоскими торцами. На этапе разделения ступеней при включенной ДУ обнаруженные автоколебания давления могут достигать значительной амплитуды, соизмеримой со средним давлением в межступенном отсеке. Предложенный математический аппарат позволяет проигрывать нештатные ситуации в интересах обеспечения безопасности полета многоступенчатых ракет.

Литература

1. Van Leer B. Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme, A Second Order Sequel to Godunov's Methods // J.Comput.Phys.1979. Vol. 32.1. pp. 101-136.
2. Горайнов В.А., Молчанов А.Ю. Метод представления вещественных параметров дискретными аналогами в задачах математической физики. // X Юбилейная Международная Конференция “ВМСППС”, Переславль-Залесский, с. 48-50, 1999.

Влияние кинетической неравновесности на генерацию турбулентности

Ю.Н. Григорьев
ИБТ СО РАН, Новосибирск

И.В. Ершов
НГАВТ, Новосибирск

Исследования ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) и генерации турбулентности в кинетически неравновесных молекулярных газах получили развитие лишь недавно. Известно, что при относительно невысоких уровнях возбуждения, когда колебательные степени свободы молекул газа остаются замороженными, неравновесные течения газов описываются системой уравнений Навье–Стокса сжимаемого газа, в которых неравновесность учитывается через коэффициент объемной вязкости. В работе [1] была проведена серия экспериментов, зафиксировавших в течении Пуазейля существенное (до десяти процентов) возрастание критического числа Рейнольдса ЛТП с увеличением объемной вязкости газа. К сожалению, по ряду причин эти результаты представляются спорными. В работах [2, 3], отчасти инспирированных результатами [1], рассматривалась линейная устойчивость пограничного слоя на пластине. Было показано, что в рамках модели объемной вязкости влияние возбуждения внутренних степеней на ЛТП мало. Вместе с тем в расчетах [2] для сильной неравновесности, описываемой релаксационным уравнением Ландау–Теллера для внутренней энергии, было получено значительное возрастание коэффициентов усиления для первой и второй мод возмущений. Но в силу известных ограничений линейной теории эти результаты имеют скорее качественный характер и не экстраполируются на нелинейную стадию развития возмущений.

В этой связи представляет интерес непосредственное исследование нелинейных эффектов и их вклада в среднее течение. Известно, что нелинейная стадия имеет универсальный характер и реализуется через зарождение, эволюцию и распад характерных вихревых образований.

В работе выполнено численное моделирование взаимодействия поперечной организованной вихревой структуры со средним сдвиговым потоком. В расчетах использовались полные уравнения Навье–Стокса сжимаемого газа для нескольких возможных значений отношения коэффициентов объемной и динамической вязкостей. Показано, что с увеличением величины объемной вязкости средние по

пространству и времени рейнольдсовы напряжения, генерируемые структурой, возрастают на $5\div 10\%$, а соответствующий вклад в суммарные рейнольдсовы напряжения оценивается в $2\div 4\%$. Такое изменение по порядку величины соизмеримо с эффектом используемых на практике способов снижения сопротивления, например, с помощью риблетов.

Литература

1. *Nerushev A., Novopashin S.* Rotational Relaxation on Transition to Turbulence.// *Phys. Lett.*, (1997), A 232, pp. 243-245.
2. *Bertolotti F.B.* The Influence of Rotational and Vibrational Energy Relaxation on Boundary-Layer Stability.// *J. Fluid Mech.*, (1998), 372, pp. 93-118.
3. *Григорьев Ю.Н., Еришов И.В.* К вопросу о влиянии вращательной релаксации на ламинарно-турбулентный переход.// Тез. Док. Юбилейной науч. конф., посвященной 40-летию Ин-та механики МГУ, 22-26 ноября 1999, Москва, МГУ, с. 65-66.

Расчетные исследования параметров пограничных слоев на несущих элементах различных форм в плане при их обтекании воздушным потоком с большой сверхзвуковой скоростью

А.А. Губанов, С.А. Таковицкий
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Рассматриваются характеристики пограничных слоев, формирующихся на нижних поверхностях несущих элементов различных форм в плане (треугольной и прямоугольной) при большой сверхзвуковой скорости обтекания. Исследования проведены при числе Маха $M_\infty = 4$ на базе численных расчетов с целью оценки влияния формы несущего элемента на развитие пограничного слоя и на характеристики воздухозаборника, расположенного в области заторможенного потока непосредственно у поверхности элемента. Расчеты основаны на численном интегрировании полной системы уравнений Навье–Стокса с использованием алгебраической модели турбулентности Болдуина–Ломакса.

Линии тока в пограничном слое в непосредственной близости к поверхности элемента, вследствие меньших величин продольной составляющей скорости, при наличии поперечного градиента давления имеют большую кривизну, чем на внешней границе пограничного слоя. На треугольном несущем элементе зоны повышенного

статического давления располагаются в окрестностях кромок, и поэтому линии тока в пограничном слое отклоняются в направлении плоскости симметрии. В результате это приводит к утолщению пограничного слоя на несущем элементе и, следовательно, к ухудшению характеристик расположенного под ним воздухозаборника. На прямоугольном несущем элементе, наоборот, линии тока отклоняются в стороны боковых кромок, и происходит самопроизвольное растекание пограничного слоя, благоприятное для размещения воздухозаборника. Количественные оценки параметров пограничного слоя показывают, что влияние формы элемента на параметры пограничного слоя существенно, и его необходимо учитывать при выборе конфигураций элементов аэродинамических компоновок летательных аппаратов, используемых в качестве предварительных ступеней торможения воздухозаборников.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 99-01-01128).

Экспериментальное исследование течений торможения и смещения в каналах

Н.В. Гурылева

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

При проектировании многорежимных прямоточных воздушно-реактивных двигателей большое значение имеет исследование способов управления течениями торможения в протяженных каналах двигателя, когда в псевдоскачке происходит переход от сверхзвукового к дозвуковому течению.

Рассмотрены особенности структуры течения и параметры потока при реализации свободного и фиксированного псевдоскачка в прямоугольных плоских и осесимметричных каналах и определен ряд факторов, влияющих на фиксацию псевдоскачка в канале.

Исследовано торможение сверхзвукового потока ($M = 1.8 \div 2.5$) в прямоугольных и осесимметричных каналах при наличии противодавления, создаваемого механическим дросселированием. Показано, что для свободного псевдоскачка в прямоугольном канале характерно наличие несимметричных отрывных зон вблизи верхней и нижней, а также боковых стенок канала. В области головной части псевдоскачка, наблюдаются существенные пульсации картины течения при одних и тех же параметрах набегающего потока ($M = \text{const}$) и

степени дросселирования канала. Наблюдаются продольные и поперечные пульсации скачков уплотнения, причем изменение претерпевает не только положение скачков уплотнения, но и их структура: происходит изменение вида отрывных зон на стенках канала – хорошо заметен чередующийся переход от закрытой локальной отрывной зоны к открытой вблизи стенки. С увеличением числа M амплитуда и частота пульсаций скачков возрастает.

Показано, что течение с псевдоскачком не может быть рассмотрено в рамках квазистационарных моделей.

Показана возможность фиксации псевдоскачка на входных кромках прямоугольных каналов.

Получено, что для развитой фиксации псевдоскачка на входных кромках прямоугольных и осесимметричных каналов цепочка замыкающих скачков вырождается в один λ -скачок. Отмечено, что при этом на внутренней поверхности осесимметричного канала наблюдается трехмерный отрыв пограничного слоя, содержащий четыре вихря, расположенных симметрично по диаметру канала. Структура линий тока на стенке характерна для закрытой отрывной зоны.

Дано сравнение уровней фиксации для осесимметричных и плоских каналов.

Для чисел $M = 2.6 \div 3.8$ рассмотрена фиксация псевдоскачка на пилонах, расположенных в глубине цилиндрических каналов. Показано, что фиксация псевдоскачка на цилиндрических пилонах в глубине каналов наблюдается при устойчивом перемещении псевдоскачка, т.е. в области турбулентного пограничного слоя. Получена зависимость степени фиксации псевдоскачка от высоты пилонов, частоты их размещения и наличия вдува воздуха через пилоны. Показано, что уровень фиксации на пилонах в глубине канала ниже, чем на входных кромках.

Получено, что интерференция вихревого шнура, генерируемого перед плоскостью входа канала, со скачками уплотнения ускоряет перемещение начала псевдоскачка вверх по потоку; попадание низконапорной осесимметричной струи ($M_c = 1$) в канал не вызывает ускорения перемещения начала псевдоскачка вверх по потоку. При взаимодействии струи и вихревого шнура с псевдоскачком, фиксированном на входной кромке канала, возможно образование перед входом в канал локальной зоны рециркуляционного течения, выступающей перед плоскостью входа. Показано, что в ряде случаев это может привести к помпажу. Взаимодействие вихревого шнура с псевдоскачком в глубине канала вызывает ухудшение характеристик

канала, таких, как коэффициент восстановления полного давления, противопомпажный запас. При взаимодействии вихревого шнура с псевдоскачком, сопровождающемся образованием на входе в канал локальной рециркуляционной зоны, возможно улучшение характеристик канала.

В модельном течении показана возможность реализации сильного решения в режиме высокочастотных низкоамплитудных пульсаций скачка, что расширяет диапазон безпомпажного режима течения.

Полученные результаты могут быть использованы для интенсификации процессов торможения, смещения и организации энергоподвода в сверхзвуковых потоках.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00158).

Расчетные исследования аэродинамических характеристик сверхзвуковых ЛА с ВРД в рамках модели трехмерных стационарных уравнений Эйлера

Д.Ю. Гусев, В.В. Коваленко

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Проведены расчетные исследования аэродинамических характеристик компоновок летательных аппаратов с плоскими воздухозаборниками при их различном расположении около осесимметричного корпуса. Представлены также интегральные характеристики потока во входных сечениях воздухозаборников при числах Маха $M_\infty = 3$ и углах атаки $\alpha = 0 \div 20^\circ$. Расчет обтекания компоновок осуществлялся при помощи программы, основанной на численном интегрировании полной системы трехмерных стационарных уравнений Эйлера. Внешние аэродинамические характеристики ЛА определялись в результате интегрирования статического давления по внешним поверхностям компоновок с учетом соответствующих поправок на влияние протока воздуха через двигательную установку и сопротивление трения.

Показано, что для широкого диапазона углов атаки при $M_\infty = 3$ для компоновки осесимметричного корпуса с двумя плоскими воздухозаборниками среди рассмотренных схем наиболее благоприятной является схема с воздухозаборниками, находящимися на наветренной части корпуса и разнесенными на угол 45° относительно вертикальной плоскости симметрии.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 99-01-01128).

Структурно параметрический анализ системы управления дальнемагистрального пассажирского самолета

О.С. Долгов, М.Ю. Куприков
МАИ им. С. Орджоникидзе, Москва

В работе рассмотрены проблемы проектирования современных систем управления дальних магистральных самолетов. Разработан ряд рекомендаций для проектирования систем управления дальнего магистрального пассажирского самолета.

Для принятия решений, кроме имеющейся информации, требуется и новая, которую получают, выполняя необходимые исследования. Математическая модель для выбора альтернативы построения системы задается соотношением: $q_k = F_k(\mathbf{p}, \mathbf{x}, \mathbf{u})$, где q_k – показатель свойств системы, k – номер показателя (структурного уровня модели), $\mathbf{x}$ – вектор управляемых параметров и входов системы – альтернатив построения системы:

- механическая система управления;
- электродистанционная с аварийной гидромеханической;
- электродистанционная с независимой гидромеханической системой управления;
- электродистанционная.

Они характеризуются структурой системы, проектными параметрами ее компонентов, управляющими входными воздействиями. $\mathbf{u}$ – вектор неуправляемых параметров системы и внешней среды – ограничения, которые существенно влияют на свойства системы, $\mathbf{p}$ – фазовый вектор состояния системы управления, F_k – оператор модели, т.е. соотношения, с помощью которых рассчитывается показатель свойств системы.

Проведенные исследования показали, что номенклатура ограничений для различных систем управления, практически, эквивалентна. Однако в абсолютном значении ограничения не всегда бывают критичны. Анализ ограничений позволяет формализовать их в скалярном и в функциональном виде.

Совокупность векторов проектно-конструкторских решений X_i позволяет сформировать матрицу проектно-конструкторских решений $[X_{ij}]$.

В результате решения соответствующих задач субоптимизации находятся предпочтительные структуры и диапазоны значений

определяющих параметров системы, обеспечивающие значения показателей эффективности, близкие к оптимальным.

Результатом работы является разработка процедур в среде интегрированного комплекса C++ (расчетная часть), SolidWorks (геометрическое моделирование), которые позволяют:

- уменьшить время на разработку системы управления на 15% за счет применения автоматизированных систем проектирования;
- уменьшить стоимость разработки системы управления на 10% за счет уменьшения времени проектирования.

Структурно-параметрический анализ альтернативных вариантов систем управления самолетом позволил выработать ряд проектных рекомендаций по применению систем на дальнемагистральных самолетах.

Об областях докритического и закритического режима течения на треугольном крыле в гиперзвуковом потоке

Г.Н. Дудин

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Рассмотрено обтекание полубесконечного тонкого треугольного крыла гиперзвуковым потоком вязкого совершенного газа при нулевом угле атаки в предположении, что температура поверхности крыла постоянна и мала по сравнению с температурой торможения набегающего потока и реализуется режим сильного вязкого взаимодействия пограничного слоя с внешним невязким потоком. В общем случае, при углах стреловидности передней кромки меньше критического, в ламинарном пограничном слое могут возникать области закритического и докритического течения. В первой из них возмущения не распространяются вверх по потоку и, при определенных условиях, течение в ней может описываться автомодельными решениями. Во второй области при построении решений необходимо учитывать влияние передачи возмущений.

Исследовано влияние углов стреловидности и скольжения, формы поперечного сечения крыла, а также массообмена (вдува, отсоса), распределенного как по всей поверхности крыла, так и по его части, на значение координаты перехода от закритического режима течения к докритическому, на существование автомодельных решений в области закритического течения, а также на локальные и суммарные аэродинамические характеристики.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 01-01-00189).

Вариационные обратные краевые задачи и оптимальное управление аэродинамическими формами

А.М. Елизаров

НИИММ им. Н.Г. Чеботарева КазГУ, Казань

Работа посвящена развитию методов оптимального проектирования формы тел, обтекаемых несжимаемой жидкостью или дозвуковым потоком газа, в рамках классических моделей механики жидкости и газа с использованием решений вариационных обратных краевых задач (см. [1]). Последние восходят к исследованиям М.А. Лаврентьева [2] проблемы нахождения в классе гладких дуг фиксированной длины и ограниченной кривизны той, которая максимизирует в потоке идеальной несжимаемой жидкости подъемную силу. Дан краткий обзор результатов в названной области, в том числе исследований автора за последнее десятилетие. Обсуждены вопросы построения функционалов, связанных с используемым изопериметрическим условием и выражающих оптимизируемые характеристики. Исследованы свойства этих функционалов и в ряде случаев построены экстремали. Последние использованы для нахождения точных оценок оптимизируемых аэродинамических характеристик. Для некоторых ситуаций предъявлены формы тел и топологии течений, на которых реализуются эти экстремали.

Приведем характерный результат для наиболее простой задачи (см. также [3]).

Задача 1. Требуется найти замкнутый непроницаемый гладкий контур с фиксированным периметром L , обтекаемый без отрыва струй плоским потоком идеальной несжимаемой жидкости с заданной скоростью на бесконечности, направленной горизонтально, и максимизирующий величину коэффициента подъемной силы при условии, что на контуре максимальное значение приведенной скорости потока $v_{\max} = \max_{s \in [0, L]} [v(s)/v_{\infty}]$.

s – дуговая абсцисса искомого контура, не превосходит заданной величины V_* .

Доказана

Теорема. При $v_* < 1$ задача 1 безусловно разрешима, причем $\Lambda^* \leq 2 \ln v_*$ и $\beta^* \leq \arcsin \ln v_*$. Кроме того, при $v_* \geq 4$ единственной экстремалью является окружность, $\Lambda^* = 2$ и $\beta^* = \pi/2$; при $1 < v_* < 4$ экстремаль отлична от окружности; при $2 < v_* \leq 4$

имеем $\beta^* \geq \arcsin(v_*/2 - 1)$ и $v_* - 2 \leq \Lambda^* \leq 2 \ln v_*$, где Λ^* и β^* – соответственно абсолютный максимум $\Lambda = \Gamma/(Lv_\infty)$ (Γ – циркуляция скорости) и экстремальное значение теоретического угла атаки β .

Проведены вычислительные эксперименты по нахождению экстремальных решений, отличных от окружности.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 99-01-00173).

Литература

1. Елизаров А.М., Ильинский Н.Б., Поташев А.В. Обратные краевые задачи аэрогидродинамики. - М.: Наука, 1994. – 440 с.
2. Лаврентьев М.А. Об одной экстремальной задаче в теории крыла аэроплана // Тр. ЦАГИ. – 1934. – вып. 155. – 41 с.
3. Елизаров А.М., Фокин Д.А. Вариационные обратные краевые задачи аэрогидродинамики// Докл. АН России. – 2001. – т. 377. – № 6. – с. 1-6.

Особенности пространственной структуры течения в сверхзвуковых неизобарических струях

В.И. Запрыгаев, Н.П. Киселев, А.В. Локотко, С.Б. Никифоров,
А.А. Павлов, А.В. Солотчин, А.В. Чернышев
ИТПМ СО РАН, Новосибирск

Пространственная структура течения в начальном участке слоя смешения сверхзвуковой неизобарической струи характеризуется наличием как системы взаимодействующих ударных волн и волн разрежения, так и продольными вихревыми образованиями на границе струи. Актуальность исследования структуры характеристик слоя смешения сверхзвуковой струи обусловлена стремлением к углублению имеющихся физических представлений о механизмах смешения в высокоскоростных сжимаемых сдвиговых потоках, что открывает возможности разработки новых методов управления процессами смешения в сжимаемых потоках.

Гипотеза о существовании продольных вихрей типа Гертлера в сверхзвуковой недорасширенной струе была высказана Г.Ф. Глотовым в 1983 г., однако детальное исследование продольных вихрей в струях началось немногим более десяти лет назад. Следует отметить, что явление образования продольных структур на границе сверхзвуковой струи было зарегистрировано как для плотных струй с большими числами Рейнольдса, так и для струй разреженного газа.

В работе приводятся сведения обзорного характера о результатах экспериментального исследования явления формирования и развития продольных вихревых структур в слое смешения сверхзвуковой струи и их влияния на характеристики процесса смешения.

Представлены данные по визуализации ударно-волновой структуры течения сверхзвуковых недорасширенных и перерасширенных струй. Приводятся данные о структуре течения для струй, истекающих как в затопленное пространство, так и в сверхзвуковой спутный поток. Обсуждается такая особенность течения как структура висячего скачка вблизи оси сверхзвуковой неизобарической струи.

Визуализация структуры сверхзвуковых неизобарических струй дополнена данными непосредственного зондирования слоя смешения струи как в азимутальном, так радиальном направлениях. Излагается методика анализа азимутальных неоднородностей, основанная на разложении азимутальных вариаций измеренного полного давления в ряд Фурье. Представлена методика определения инкрементов стационарных возмущений в слое смешения сверхзвуковой струи, основанная на сопоставлении измеренных амплитудных спектров азимутальных возмущений в близких сечениях струи. Представлены экспериментальные значения инкрементов стационарных возмущений типа Тейлора–Гертлера в слое смешения для первых двух ячеек сверхзвуковой слабонедорасширенной струи, истекающей из конвергентного сопла. Приводятся спектральные характеристики измеренных вариаций полного давления для двух различных начальных состояний пограничного слоя на срезе сопла, на основании которых делается вывод о существенном влиянии относительной начальной шероховатости внутренней поверхности сопла на характер развития стационарных азимутальных возмущений в начальном участке слой смешения струи.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00847) и INTAS (проект № 99-0785).

Численное исследование пульсационных режимов течения газа в резонаторе Гартмана

И.Э. Иванов, И.А. Крюков
МАИ им. С. Орджоникидзе, Москва

Численно исследуется процесс газодинамического (термоакустического) нагрева газа из-за пульсаций давления газа в малоподвижном

газе, заключенном в осесимметричном или плоском канале, закрытом с одной стороны и обращенном открытым концом навстречу набегающему стационарному сверхзвуковому потоку, истекающему из сверхзвукового сопла. В работе рассматривается нагрев из-за диссипации энергии в ударных волнах отражаемых от торца трубки. Стенка в расчетах принимается адиабатической.

Система нестационарных уравнений, описывающая движение газовой среды, решалась с помощью модифицированной схемы Годунова повышенного порядка точности с использованием существенно двумерных процедур восстановления данных на расчетном слое [1].

Приведены результаты расчетов резонаторов различных геометрических форм и размеров. Исследовано влияние фокусировки падающей ударной волны на вогнутом торце канала на интенсификацию процесса разогрева газа. Проведены параметрические расчеты течений, в которых варьировались форма и размеры резонатора, степень нерасчетности струи, расстояние от среза сопла до входа резонатора. Исследовалось влияние граничных условий и параметров численной схемы на локальные и интегральные характеристики течения.

Литература

1. *Иванов И.Э., Крюков И.А.* Квазимонотонный метод повышенного порядка точности для расчета внутренних и струйных течений невязкого газа // Математическое моделирование РАН, т. 8, № 6, 1996, с. 47-55.

Роль продольных структур при переходе к турбулентности в пограничных слоях и струях

В.В. Козлов

ИТПМ СО РАН, Новосибирск

Часть I. При изучении ламинарно-турбулентного перехода в пограничных слоях при повышенной степени турбулентности набегающего потока был найден, а затем и подробно исследован новый тип возмущений, так называемые продольные структуры (streaky structure) [1]. Данный тип возмущений принципиально отличается от двумерных возмущений, возникающих в пограничном слое при малой степени турбулентности набегающего потока и описываемых уравнением Орра–Зоммерфельда.

В работе показывается, в каких случаях могут возникать, развиваться и приводить к переходу к турбулентности оба этих типа возмущений.

Часть II. Во второй части работы приводятся результаты поиска такого типа продольных структур в струях.

Были исследованы круглая и плоская струи. Показано, что во всех этих типах струй на начальном участке струи существуют и могут оказывать существенное влияние на переход к турбулентности продольные структуры. Приводятся способы усиления вклада этих структур в ламинарный турбулентный переход.

Литература

1. Бойко А.В., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Козлов В.В. Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск, Наука. Сиб. предприятие РАН, 1999, 328 с.

Разработки сверхзвуковых и гиперзвуковых ПВРД в Тураевском МКБ “Союз”

Г.В. Комиссаров, А.Г. Суетин, А.М. Терешин, Г.Н. Щепин
ТМКБ “Союз”, Лыткарино

При проектировании любых летательных аппаратов на заданный диапазон их применения по скоростям и высотам полета важно априорно оценивать характеристики предполагаемых к использованию двигателей. Заявляемые характеристики двигателей далее экспериментально проверяются на наземных стендах и в натурных условиях. В большой степени это относится к двигателям современных и перспективных летательных аппаратов, используемых в широком диапазоне сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростей полета в атмосфере Земли.

В работе представлены проведенные в ТМКБ “Союз” некоторые результаты разработок сверхзвуковых и гиперзвуковых ПВРД для высокоскоростных летательных аппаратов.

На базе концепции сверхзвуковой ракеты Х-31 получено, что многоканальное воздухозаборное устройство, обслуживающее один ПВРД, обладает существенно отличительными характеристиками по сравнению с традиционными одноканальными. Расчетные оценки и экспериментальные исследования позволили в первую очередь определить значительное влияние корпуса летательного аппарата на внутренние характеристики воздухозаборного устройства и, как следствие, на характеристики всего двигателя. В частности, многоканальная компоновка воздухозаборного устройства (на Х-31 вокруг корпуса размещены 4 диффузора) реализует абсолютно иное протекание помпажа и режимов срыва в отличие от одноканальных схем.

Также получено, что реализуемые характеристики двигательной установки в большой степени зависят от угла атаки полета летательного аппарата.

Применительно к перспективным разработкам в последнее время в ТМКБ “Союз” проводятся исследования гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД). Рассматриваются ГПВРД плоской конфигурации, как наиболее интегрируемые с корпусом летательного аппарата. ГПВРД исследуются на разных видах топлива для летательных аппаратов различного назначения. Основными результатами наземных экспериментов в аэродинамических трубах ЦАГИ, ЦИАМ, МАИ для исследованных чисел $M = 5 \div 6.2$ явились:

- реализация устойчивого рабочего процесса в ГПВРД со сверхзвуковым горением в камере сгорания ($M_{\text{кс}} = 1.1 \div 1.2$);
- доведение полноты сгорания до величины $\eta = 0.95$ при оптимальных вариантах концепций проточной части ГПВРД;
- сохранение целостности основных элементов ГПВРД на всех исследованных режимах.

Дальнейшее исследование ГПВРД и сопутствующих задач в ТМКБ “Союз” планируется на гиперзвуковых летающих лабораториях, которые позволят обеспечить полное моделирование всех условий комплексного воздействия на двигатель аэродинамических и тепловых нагрузок на режимах с числами M более $6 \div 8$. Для этих целей предполагается использование концепций лабораторий на базе воздушного старта с применением в качестве разгонных и маршевых ступеней известных и отработанных на практике высокоскоростных ракет.

Оценка аэродинамических характеристик самолета в схеме “летающее крыло” на крейсерском режиме полета в натурных условиях по результатам испытаний модели ЛК-0.85 в АДТ Т-106 ЦАГИ

А.Н. Кулаков, В.А. Баринов, С.И. Скоморохов
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

В последние годы наметился значительный рост пассажиропотоков между различными регионами мира. В связи с этим стало актуальным создание авиалайнера сверхбольшой пассажировместимости.

Одним из проектов такого летательного аппарата является проект самолета в схеме “летающее крыло”.

В данной работе приведены результаты экспериментальных исследований модели самолета ЛК-0.85 в аэродинамической трубе Т-106. Испытания проводились в условиях свободной и фиксированной точек перехода. Анализ результатов показывает, что компоновка модели ЛК-0.85 может обеспечить самолету в схеме “летающее крыло” крейсерскую скорость полета, соответствующую $M_{\text{крейс}} \approx 0.85$. В работе приводятся результаты оценки аэродинамических характеристик самолета в условиях натурного полета.

При пересчете трубных значений коэффициентов сопротивления учитывалось изменение профильного сопротивления крыла, фюзеляжа, в.о., исключалось сопротивление внутренних протоков гондол, вводилось дополнительное вредное сопротивление, равное $0.03 C_{x0}$, которое обусловлено отсутствующими на модели неровностями поверхности крыла самолета. Кроме того, выявилась интересная особенность при переходе от условий аэродинамической трубы с небольшими значениями чисел Рейнольдса $Re \sim 4.5 \cdot 10^6$ к условиям натурного полета с числами Рейнольдса $Re \sim 1.5 \cdot 10^8$. При переходе от трубных чисел Re к натурным происходит небольшое увеличение значений коэффициента подъемной силы C_y при заданном угле атаки. Это явление учитывалось при оценке аэродинамических характеристик самолета в условиях натурного полета. Пересчет аэродинамических характеристик на натурные условия полета осуществлялся при условии фиксированной и свободной точек перехода на модели. При пересчете со свободной точкой перехода величина K_{max} на 1.2 больше, чем при пересчете с фиксированной точкой перехода. По теории Блэквелла (Blackwell) для полного моделирования натуральных условий должно выполняться равенство относительных толщин вытеснения пограничного слоя $\bar{\delta}^*$ на модели в аэродинамической трубе и на самолете. При испытании модели со свободной точкой перехода значение толщины вытеснения имеет величину, более близкую к значению $\bar{\delta}^*$ на самолете, чем при испытании модели с фиксированной точкой перехода. Из этого следует, что результаты пересчета по испытаниям со свободной точкой перехода более точно соответствуют истинным натурным значениям аэродинамических коэффициентов.

Полученные в результате оценки данные показывают, что величина максимального аэродинамического качества самолета ЛК-0.85 в натуральных условиях на крейсерском режиме полета с числом

$M = 0.85$ на высоте $H = 11$ км при условии $\Delta C_{x \text{ вред}} = 0.03 C_{x0}$ может составить 24.5. Эта величина существенно превышает значения K_{max} для эксплуатируемых в настоящее время пассажирских самолетов.

Приведено сопоставление уровня аэродинамического совершенства самолета в схеме “летающее крыло” с уровнем аэродинамического совершенства для других самолетов отечественного и зарубежного производства. Это сопоставление проведено по параметру $K_2 = \sqrt{\lambda / \bar{S}_{\text{ом}}} \cdot b^{1/6}$. Этот параметр учитывает индуктивное сопротивление и сопротивление трения, которые являются главными составляющими сопротивления самолета. Значения аэродинамического качества для всех самолетов образуют определенную зависимость от параметра K_2 и значения, которые были получены для самолета ЛК-0.85, также находятся в пределах этой зависимости. Отсюда можно сделать вывод, что аэродинамическое совершенство самолета в схеме “летающее крыло” находится на уровне лучших современных самолетов.

Аэродинамика реактивных сопл

Г.Н. Лаврухин, В.В. Подлубный
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Д.В. Мерекин
ОКБ Сухого, Москва

Представлено обобщение результатов теоретических и экспериментальных исследований реактивных сопл нескольких поколений самолетов различных типов: истребителей, бомбардировщиков, транспортных и пассажирских самолетов, гиперзвуковых летательных аппаратов и др.

Обобщен 40-летний опыт исследования в России и за рубежом характеристик различных схем реактивных сопл: эжекторных сопл с жестким контуром, с разрывом сверхзвукового контура, сопл с центральным телом, сопл двухконтурных двигателей.

Приведены результаты исследований как интегральных, так и локальных характеристик сопл, общих свойств и особенностей течения в каждой из рассмотренных схем и типов сопл. Показано влияние геометрических параметров сопл и газодинамических параметров потока на интегральные и локальные характеристики сопл.

Особое внимание уделено фундаментальным задачам влияния отрывных явлений в каналах на интегральные характеристики выходных устройств.

Приведены результаты экспериментальных исследований влияния формы канала на характеристики выходных устройств выявлены режимы, на которых неравномерность потока, порожденная его отрывом в окрестности критического сечения сопла, может привести как к снижению, так и к увеличению потерь тяги сопла. Изучение картины течения в сопле позволило, установить физическую природу влияния отрыва и неравномерности потока на тяговые характеристики сопел.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00158).

Разработка генератора моделей среды для задач физико-химической газовой динамики

С.А. Лосев, Э.А. Ковач, А.Л. Сергиевская
Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва

Н.В. Баева
*Российский научный центр “Курчатовский институт”,
Институт водородной энергетики и плазменных технологий, Москва*

Излагаются результаты разработки структуры Генератора Моделей Среды для информационного обеспечения решения современных типовых задач газовой динамики в области высокотемпературных течений многокомпонентных газовых смесей. Генератор Моделей Среды является составной частью автоматизированной системы научных исследований в области физико-химической газовой динамики АВОГАДРО [1, 2].

Актуальность разработки Генератора определяется сложностью решаемых задач газовой динамики как с точки зрения самих математических моделей, содержащих нестационарные пространственные системы нелинейных уравнений в частных производных, так и с точки зрения информационного обеспечения соответствующих вычислительных процессов. Именно второй аспект – оптимальное информационное обеспечение отдельных типовых задач в зависимости от ряда их характерных признаков – является главным назначением Генератора.

Обычная практика подготовки решения газодинамической задачи включает в себя, кроме выбора разностной схемы и программирования, также поиск и накопление термодинамических данных о компонентах среды, динамических и кинетических параметрах процессов, протекающих в газовой среде. Если термодинамическая информация о компонентах рассматриваемой среды достаточно согласована и достоверна, то по характеристикам физических и химических процессов почти всегда оказывается невозможной какая-либо априорная оценка достоверности и согласованности данных, выбираемых из различных литературных источников или из кумулятивных баз данных исходной информации.

Автоматизированный доступ к базам рекомендуемых данных еще не минимизирует затрачиваемые исследовательские и вычислительные ресурсы. На основе накопленного опыта решения газодинамических задач различной степени сложности стала возможной более технологичная постановка проблемы подготовки информационного обеспечения ряда типовых задач не только на уровне компонентов и физико-химических процессов, но и на уровне среды, формируемой в соответствии с определенным целевым критерием (или с некоторым набором целевых критериев).

Моделируемая среда представляет собой синергетическое объединение входящих в нее компонентов (частиц) и происходящих с ними процессов, а информационное отображение среды состоит из минимальных, согласованных, целостных и непротиворечивых массивов сведений, необходимых и достаточных для реализации вычислительного алгоритма. Генератор Моделей Среды предназначен для формирования именно таких системных сред.

Генератор Моделей Среды реализуется в виде двух функциональных блоков – Селектора признаков решаемой задачи и Конструктора программного комплекса формирования среды [2]. Результатом работы первого блока является принятие решения о сорте среды, реализуемое пользователем-исследователем в интерактивном режиме с использованием предусмотренных экспертных подсказок и предупреждений, а также возможных промежуточных оценочных расчетов. Работа второго функционального блока начинается с задания необходимых конкретных данных – температурных и динамических диапазонов, предполагаемого химического состава и начальных условий. На следующем этапе в соответствии с выбранным в Селекторе сортом среды и с заданным целевым критерием, строится цепочка программных модулей, осуществляющая отбор оптимального набора компонентов и процессов и формирование соответствующих

потоков информации из основных баз данных системы АВОГАДРО во внешний файл для последующего использования в расчетах реальной газодинамической задачи.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-07-90284).

Литература

1. *Лосев С.А.* Система автоматизированного обеспечения физико-химической газодинамики АВОГАДРО: Разработка и наполнение. // Химия плазмы, вып. 17. М.: Энергоатомиздат, 1993.
2. *Сергиевская А.Л., Ковач Э.А., Лосев С.А.* Опыт информационно-математического моделирования в физико-химической кинетике. Изд-во Моск. ун-та. 1995. 311 с.
3. *Лосев С.А., Ковач Э.А., Сергиевская А.Л., Баева Н.В.* Генератор моделей среды в физико-химической газовой динамике. М.: Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова. Препринт № 61-2000. 2000. 62 с.

Диагностика волновых процессов в потоках низкой плотности методом электронно-пучковой флюоресценции

С.Г. Миронов
ИТПМ СО РАН, Новосибирск

В работе представлена методика измерений характеристик пульсаций в гиперзвуковых сдвиговых течениях низкой плотности, созданная на основе широко известного метода электронно-пучковой флюоресценции.

В настоящее время развитие методов численного моделирования устойчивости гиперзвуковых сдвиговых течений при высоких числах Маха ($M \geq 10$) и умеренных числах Рейнольдса ($\leq 10^6$) тормозится из-за отсутствия разносторонних и надежных данных измерений характеристик волновых процессов в таких течениях. Известный метод термоанемометра в этих условиях уже не может быть применим. Выходом из положения может быть использование невозмущающих, безынерционных и простых методов диагностики, например, метода электронно-пучковой флюоресценции.

Метод электронно-пучковой флюоресценции первоначально был разработан для измерений средней плотности в достаточно разреженных газовых потоках. Использование его в более плотных потоках гиперзвуковых аэродинамических труб для измерений пульсаций требует решения проблем исключения “дробового” шума

фототока и влияния распределения средней плотности и пульсаций плотности в областях, через которые прошел диагностический электронный пучок до прихода в точку измерения.

Автору удалось выделить классы гиперзвуковых течений и условия, налагаемые на характеристики пульсаций плотности, для которых возможно решение этой диагностической задачи. В работе описаны созданные технические устройства, методики проведения измерений и обработки сигналов, позволяющие получать спектры пульсаций, фазовые скорости распространения возмущений в двух направлениях, вычислять скорости роста возмущений плотности.

Методика измерений иллюстрируется результатами исследований характеристик волн плотности в ударном слое на пластине в гиперзвуковом потоке при числе Маха $M = 20$ и умеренных единичных числах Рейнольдса, в гиперзвуковом ламинарном следе за острым конусом и кососрезным газодинамическим свистком для аналогичных условий в набегающем потоке. В работе приведены результаты применения этого диагностического метода, в комбинации с методом введения контролируемых возмущений, для исследования развития бегущих возмущений на продольных вихревых структурах в ударном слое на пластине.

Отрывное турбулентное обтекание пологого холма

А.Г. Петров
ИПМ РАН, Москва

Рассматривается задача о двумерном турбулентном течении несжимаемой жидкости над шероховатой поверхностью пологого холма.

Система уравнений гидродинамики записывается в естественной криволинейной системе координат, связанной с линиями тока. Используется модифицированная модель турбулентности Прандтля, свободная от новых эмпирических параметров.

Решение строится в виде разложения по двум малым параметрам: отношению высоты холма к его длине и параметр, связанный с коэффициентом шероховатости.

В верхних слоях течения компоненты скорости и давление выражены через функцию тока, определяемую из решения задачи Дирихле для полуплоскости. Для ряда холмов, форма которых выражается через рациональную функцию, параболу, функцию Гаусса, гиперболический косинус и другие, решение выражено через элементарные функции.

Скорость в пограничном слое найдена в виде логарифмического профиля с параметром шероховатости, зависящим от продольной координаты. Для функции параметра шероховатости методом интегральных соотношений получено дифференциальное уравнение первого порядка. Решение уравнения представлено в виде простого интеграла от функции, зависящей от производной функции тока по нормали к границе. Полученное решение асимптотически переходит в разложение для внешней области и, таким образом, представляет собой составное решение во всей области течения.

Детальное сравнение с экспериментальными данными по результатам моделирования в аэродинамической трубе показывает хорошее согласие теоретических и экспериментальных данных.

Физические исследования течения в дозвуковых воздухозаборниках

Е.В. Пиотрович, В.П. Старухин
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

В силовых установках дозвуковых летательных аппаратов могут применяться воздухозаборники различного типа: выступающие – совковые или лобовые и полностью или частично утопленные туннельные или кольцевые. Для воздухозаборников лобового или совкового типов, вход которых вынесен за пределы толстого пограничного слоя, нарастающего на носовой части фюзеляжа, коэффициент восстановления полного давления на входе в двигатель близок к единице, а неравномерность потока в выходном сечении воздухозаборника минимальна. Для невыступающих за мидель фюзеляжа воздухозаборников во вход попадает толстый пограничный слой с фюзеляжа, поэтому коэффициент восстановления полного давления существенно ниже ($v = 0.95 \div 0.9$), а неравномерность потока в выходном сечении может превышать предельные значения. Однако, такие воздухозаборники более предпочтительны для использования на дозвуковых беспилотных летательных аппаратах, вследствие того, что отбор пограничного слоя в двигатель приводит к снижению аэродинамического сопротивления на часть сопротивления трения корпуса, омываемую входящей в воздухозаборник струйкой тока.

Для выяснения структуры течения около таких воздухозаборников были проведены исследования саже-масляной картины пристеночных линий тока. Эти результаты позволили установить, что ширина отбираемой с поверхности фюзеляжа струйки тока,

фиксируемая по граничным линиям тока, в 1.3÷1.5 раза превышает ширину входа воздухозаборника. Это обуславливает большее, чем ожидалось по результатам расчета, снижение внешнего аэродинамического сопротивления.

Экспериментально установлено, что причиной увеличения уровня неоднородности потока на входе в двигатель для таких воздухозаборников является образование двух вихревых жгутов, стекающих со входных боковых кромок и достигающих входа в двигатель. При дросселировании, вихревые жгуты замыкаются на “дно” воздухозаборника и перемещаются к входу, образуя там мощную зону отрыва.

Измерениями поля потока вокруг фюзеляжа были определены доли потерь полного давления, обуславливаемые внешним обтеканием и внутренним течением, отражающим газодинамическое совершенство канала воздухозаборника.

Вязкий ударный слой на заостренных телах в гиперзвуковом потоке

Т.В. Поплавская
ИТПМ СО РАН, Новосибирск

Существующие гиперзвуковые аэродинамические трубы при высоких числах Маха ($M_\infty \geq 20$) не позволяют проводить полное моделирование условий полета. Поэтому особую актуальность приобретают численные исследования в гиперзвуковых потоках. Для течений с большими числами Маха ($M_\infty \geq 10$) и умеренными числами Рейнольдса ($Re_x \sim 10^4 \div 10^5$) хорошим приближением является модель полного вязкого ударного слоя (ПВУС), представляющая собой промежуточный уровень асимптотического приближения между уравнениями пограничного слоя и полными уравнениями Навье–Стокса. Уравнения ПВУС помимо всех членов уравнений пограничного слоя содержат уравнение сохранения импульсов в проекции на нормаль к телу и все члены системы уравнений Эйлера. Поэтому модель ПВУС удовлетворительно описывает всю возмущенную область течения вязкого газа между ударной волной и поверхностью тела. Основным преимуществом модели ПВУС перед моделью Навье–Стокса является использование маршевого метода по продольной координате, и тем самым существенное повышение эффективности вычислений.

Цель данной работы – теоретическое исследование гиперзвукового ударного слоя на острых телах (пластина, конус) в рамках

модели ПВУС и изучение влияния различных параметров на характеристики ударного слоя. Выполнены расчеты вязкого ударного слоя на плоской пластине под углом атаки и на конусе под нулевым углом атаки.

Проведено сравнение расчетов с экспериментальными данными, полученными в ИТПМ СО РАН, и литературными данными. Показано хорошее согласие по следующим параметрам: положение и интенсивность ударной волны, профили скорости и плотности, давление на поверхности и тепловые потоки.

По предлагаемому алгоритму решения уравнений ПВУС с определением положения ударной волны из условия сохранения расхода проведены параметрические расчеты в широком диапазоне определяющих параметров: числа Маха $15 \leq M_\infty \leq 25$, числа Рейнольдса $Re_x = 10^4 \div 10^6$, углы атаки $\alpha = 0 \div +15^\circ$, температурный фактор $0.05 \leq T_w/T_0 \leq 0.26$ и углы полураскрытия конуса $\theta = 5 \div 35^\circ$.

В результате анализа этого материала получены универсальные безразмерные зависимости чисел Стантона (для плоских и осесимметричных течений) от числа Рейнольдса, числа Маха, температурного фактора и углов полураскрытия конуса и углов атаки. Это позволяет лучше понять закономерности обтекания и способствует решению различных прикладных задач.

Новое определение коэффициента аэродинамического сопротивления тела

С.В. Поплавский, В.М. Бойко, В.В. Пикалов, Н.В. Чугунова
ИТПМ СО РАН, Новосибирск

По определению, коэффициент аэродинамического сопротивления тела C_d – это отношение аэродинамической силы к силе, которую мог бы вызвать динамический напор при действии на площадь мидельного сечения. Но при известной массе тела вместо измерений силы, сопряженных с применением аэродинамических весов с их пилонами и державками, неизбежно вносящими возмущения в картину течения, можно использовать ускорение свободного тела в потоке. Для определения ускорения можно было бы использовать многокадровую регистрацию перемещения тела (точнее – результат двойного численного дифференцирования перемещения). Такой комплекс представляет собой своеобразные бесконтактные аэродинамические весы.

С точки зрения приборного обеспечения предлагаемый подход стал возможным благодаря многокадровой теневой фоторегистрации на базе лазерного стробоскопического источника света и получения массива данных по перемещению тела на ЭВМ с помощью специального комплекса программных средств [1]. Вычислительная часть метода основана на возможности аппроксимации экспериментальных данных по перемещению частицы S_i , зарегистрированных в моменты t_i , (либо двух его производных – скорости V_i и ускорению A_i) соответствующей фидирующей функцией $S(t)$, (или $V(t)$, $A(t)$). При этом C_d содержится в одном из параметров скоростной релаксации тела, определяемых из эксперимента. Действительно, уравнения движения свободного тела, внезапно попавшего в поток при больших числах Re

$$m \frac{dV}{dt} = C_d s \frac{\rho(u-V)^2}{2}.$$

Здесь m , V и s – масса, скорость и площадь миделя тела, ρ и u – плотность и скорость газа. Для ранней стадии релаксации газа и частиц в предположении постоянства C_d и после сведения постоянных параметров в один параметр $\lambda = 2m/C_d s \rho$, имеющий размерность длины, уравнение движения приводится к виду $\frac{dV}{dt} = \frac{1}{\lambda}(u-V)^2$ с начальным условием $V = 0$ при $t = 0$. Тогда перемещение свободно ускоряющегося в потоке за ударной волной тела, а также две его производные можно представить как:

$$S(t) = \lambda(t/\tau - \ln(1 + t/\tau)), \quad V(t) = u \left(1 - \frac{1}{1 + t/\tau} \right), \quad A(t) = \frac{u^2}{\lambda} \frac{1}{(1 + t/\tau)^2},$$

где $\tau = \lambda/u$.

Очевидно, что если определен параметр релаксации λ , то $C_d = 2m/\lambda s \rho$. Это и есть новое определение C_d в терминах скоростной релаксации. Важно, что параметры релаксации u , λ и τ имеют универсальный характер, а их комбинация $u/\tau = u^2/\lambda$ имеет смысл начального ускорения, определяющего сумму аэродинамических сил. В работе показано, что помимо аппроксимации существуют и другие способы независимого определения параметров релаксации по данным S_i с использованием приведенных, а также других аналитических форм, полученных для более сложных постановок. Однако шум, присутствующий в массиве S_i , существенно затрудняет вычисления, связанные с его численным дифференцированием. В этой связи

предлагается эффективный метод обработки массивов данных, основанный на использовании сглаживающих регуляризующих сплайнов, адаптированных к уровню шумов, для подавления шумовой компоненты [2]. Приведены некоторые новые данные по сопротивлению систем тел, полученные этим методом.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 01-01-00776) и INTAS (проект № 97-2027).

Литература

1. Boiko V.M., Giljov V.M., Ocheretny S.G., Poplavski S.V. Software Complex for Velocity Field Measurement on the Basis of Multiframe Shadow Pictures of Two-Phase Flow. // ICMAR98, Novosibirsk, Russia, 1998, Proc. part III, p. 78-83.
2. Пикалов В.В., Мельникова Т.С. Томография плазмы. – Новосибирск: Наука. 1995. с. 27.

Оптимизация формы носовых частей корпусов летательных аппаратов при различных условиях полета со сверхзвуковой скоростью

Т.М. Притуло, В.В. Коваленко
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

В работе представлены расчеты обтекания тел различных пространственных форм, полученные путем численного интегрирования системы уравнений Эйлера. Исследования проводились в диапазоне чисел Маха от 2 до 6 и при углах атаки от 0 до 17°. Показано, что тела с эллиптическими формами поперечных сечений обладают лучшими несущими свойствами по сравнению с осесимметричными, и применение их в качестве носовых частей фюзеляжа сверхзвукового ЛА позволяет воспользоваться при расчетах выводами линейной теории. Были проведены исследования по параметру сужения носка оптимального эллиптического тела, на основании которых можно сделать вывод о целесообразности использования широконосого или узконосого тела такого типа в зависимости от условий полета.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 99-01-01128).

Математическое моделирование взаимодействия косого скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем

Н.Н. Федорова, И.А. Федорченко
ИТПМ СО РАН, Новосибирск

Численно решена задача о взаимодействии косого скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем при $M = 5$. Исследуемая конфигурация достаточно проста, но является хорошим тестом для модели турбулентности и численного алгоритма с точки зрения предсказания отрыва и присоединение турбулентного пограничного слоя.

Расчеты выполнены в условиях экспериментов, выполненных в трубе Людвиг (DLR, Геттинген, Германия) [1]. Интенсивность падающего скачка определялась углом генератора скачка α . Исследованы случаи $\alpha = 6^\circ$ (слабое безотрывное взаимодействие), $\alpha = 10^\circ$ (взаимодействие средней интенсивности с небольшой зоной отрыва) и $\alpha = 14^\circ$ (сильное взаимодействие с крупномасштабной отрывной зоной).

Расчеты проводились на основе полных нестационарных осредненных по Фавру двумерных уравнений Навье–Стокса. Для замыкания использовалась k – α модель турбулентности Уилкокса. Для аппроксимации по времени использовалась четырехшаговая неявная конечно-разностная схема расщепления по пространственным переменным, для дискретизации невязких потоков – TVD-схема третьего порядка аппроксимации, построенная на основе метода расщепления потоков.

Сравнение с экспериментом проводилось по распределению давления, трения, чисел Стантона и интегральных характеристик вдоль поверхности пластины, а также по профилям плотности, скорости, давления и температуры, измеренным в нескольких поперечных сечениях до точки отрыва и после присоединения.

Расчет продемонстрировал хорошее согласование с экспериментом по предсказанию структуры течения и распределению давления во всех исследуемых случаях, а также по распределению коэффициента поверхностного трения и профилям средних газодинамических параметров в случае слабого и среднего взаимодействия. В случае сильного взаимодействия наблюдалось некоторое рассогласование расчетных и экспериментальных данных, в частности, существенно завышенный по сравнению с экспериментом уровень теплообмена за точкой присоединения.

Предложено объяснение расхождения расчетных данных с экспериментом. Одним из возможных факторов такого рассогласования является неустойчивость среднего течения, которая наблюдается в эксперименте, но не может быть отслежена в расчетах. Попытки учета нестационарности падающего скачка в расчетах для $\alpha = 14^\circ$ позволили получить лучшее согласие по числам Стантона в зоне за точкой присоединения, что подтверждает выдвинутую гипотезу.

Несоответствие экспериментальных и расчетных профилей скорости для случая сильного взаимодействия, связанное с неправильным предсказанием толщины пограничного слоя после присоединения потока, может быть объяснено тем, что в расчете учитываются не все факторы реального течения. В эксперименте пограничный слой на поверхности генератора создает в зоне перехода возмущения, приходящие на пластину ниже точки присоединения и существенно влияющие на параметры потока. При численном моделировании этот внешний фактор не учитывался, т.к. генератор скачка не был включен в вычислительную область. Методами математического моделирования показано, что учет внешних акустических воздействий и внешнего фона турбулентности может существенно улучшить предсказание толщины пограничного слоя для данной конфигурации, особенно для случая сильного взаимодействия.

Исследования проведены при финансовой поддержке РФФИ (проект № 99-01-00565) и СО РАН в рамках интеграционной программы для фундаментальных исследований (проект № 2000-1).

Литература

1. *Schülein E., Krogmann P., Stanewsky E.* Documentation of Two-Dimensional Impinging Shock/Turbulent Boundary Layer Interaction Flow. – DLR Forschungsbericht. IB 223-96 A 49. October, 1996. 69 p.

**Численное исследование влияния встречной
сверхзвуковому потоку струи на сопротивление
затупленного тела**

В.М. Фомин, А.А. Маслов, А.П. Шашкин, Т.А. Коротаева
ИТПМ СО РАН, Новосибирск

Н. Малмус
Rockwell Science Center, Thousand Oaks, USA

В работе приведены результаты численного исследования сверхзвукового обтекания затупленного тела со встречной холодной и горячей струей. Исследовалось формирование режимов проникновения струй и их воздействие на аэродинамические характеристики тел. Численное исследование проводилось в рамках модели невязкого газа методом конечных объемов. Расчеты выполнены для тела усеченный конус–цилиндр при числах Маха $M_\infty = 2$ и 6.

Исследования проведены в рамках модели невязкого газа. Получены два основных режима проникновения струи в набегающий поток: короткий (SPM) и длинный (LPM). Показано влияние определяющих параметров струи (давления, температуры, угла раскрытия сопла на выходе струи) на длину проникновения. Получена зависимость сопротивления тела от безразмерного давления торможения.

Результаты расчетов согласуются с экспериментальными данными.

Работа проведена при поддержке Rockwell Центра Науки, США (контракт № B8S413840).

**Звуковой удар, создаваемый при полете
сверхзвукового самолета**

А.Д. Хонькин
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Рассматриваются проблемы прогнозирования звукового удара, создаваемого при полете сверхзвукового самолета в температурно-неоднородной атмосфере при наличии переменного по высоте трехмерного ветра. Формулируются условия возникновения вторичных зон слышимости звукового удара образуемых звуковыми лучами, отражающимися от верхних слоев атмосферы. Приведены иллюстративные примеры.

На основе аналитического решения задачи Коши для линеаризованных уравнений Навье–Стокса получена оценка влияния диссипативных эффектов (вязкости и теплопроводности) на амплитуду и время нарастания звукового удара.

Выполнен анализ отечественных и зарубежных экспериментальных данных (лётного эксперимента), показывающий, что воспринимаемое неподвижным приемником на земле максимальное избыточное давление в волне звукового удара может значительно отличаться от среднего значения этого параметра в серии экспериментов или от расчетного значения. Эти расхождения обусловлены влиянием крупномасштабной турбулентности атмосферы. Построена теория этого явления, основанная на приближении геометрической акустики. Определены распределение вероятностей амплитуд звукового удара и средние характеристики, зависящие от одного параметра, связанного с интенсивностью турбулентности. Достигнуто качественное соглашение теории с экспериментом.

Исследование некоторых способов интенсификации смещения спутных сверхзвуковых струй в канале со сверхзвуковой скоростью течения и неравномерностью газодинамических параметров на входе

А.В. Чернышев, А.В. Локотко, А.М. Харитонов
ИТПМ СО РАН, Новосибирск

Одной из важных проблем, возникших в связи с разработкой многоразовых транспортных космических систем с горизонтальным взлетом и посадкой, является проблема интенсификации процессов смещения сверхзвуковых струй в камерах сгорания перспективных силовых установок. В подавляющем большинстве известных на данный момент работ, связанных с исследованием процессов смещения сверхзвуковых потоков в каналах фиксированной длины, течение на входе в камеру смещения имеет достаточно равномерное распределение таких параметров, как давление или скорость. Кроме того, в потоке, поступающем в камеру, как правило, отсутствуют какие-либо газодинамические особенности течения, например, продольные вихревые жгуты и скачки уплотнения. Это, на самом деле, не соответствует условиям на входе в камеру смещения реального гиперзвукового ракетно-прямоточного двигателя, где поток, попадающий в камеру из входного устройства, имеет сильно возмущенную структуру и неравномерное распределение таких параметров, как давление и число Маха, во входном сечении канала смещения.

В настоящей работе экспериментально исследовались некоторые способы интенсификации смешения сверхзвуковых струй и спутного сверхзвукового потока в канале прямоугольного поперечного сечения. Спутный поток имел неоднородную структуру и неравномерное распределение давления на входе в камеру смешения.

Все эксперименты были выполнены в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН при числе Маха набегающего потока 4 в условиях внешнего обдува модели.

Модель представляла собой канал прямоугольного постоянного по длине поперечного сечения с входным устройством трехмерного типа. Во входном устройстве модели располагался стреловидный пилон, в донной части которого монтировалась решетка сопел Лаваля. В исследованиях использовались пилоны трех типов – с решетками, состоящими из двенадцати и шести конических сопел, а также пилон с шестисопельной решеткой, сопла которой имели форму эллипса.

В ходе экспериментов в трех характерных поперечных сечениях камеры смешения определялись газодинамические параметры потока в канале по измеренным полям полного, статического давлений и температуры торможения. При помощи методов пленочного покрытия и оптической визуализации определены характерные особенности течения, формирующегося в проточном тракте модели.

Полученные данные позволяют сделать следующие основные выводы:

- траектории распространения струй в канале не прямолинейны, а в значительной степени зависят от газодинамических особенностей течения в камере смешения;
- распределение осевой относительной избыточной температуры по высоте поперечного сечения неравномерно и зависит от структуры течения в камере смешения;
- для двенадцатисопельного варианта пилона имеет место слияние струй посередине длины канала, что в совокупности с данными о скорости падения относительной избыточной температуры на осях струй свидетельствует о смещении зоны начала эффективного смешения на половину длины канала;
- при выдуве газа из сопел эллиптического сечения наблюдается дробление некоторых струй;
- пилон с шестью эллиптическими соплами обнаруживает лучшее смешение и меньшие потери удельного импульса среди прочих исследованных случаев.

Задачи электрогидродинамики с подвижными и деформируемыми границами раздела

Г.А. Шапошникова

Институт механики МГУ им. М.В.Ломоносова, Москва

При решении электрогидродинамических задач, содержащих границы раздела, как правило, самым сложным вопросом является задание граничных условий, особенно, если границы подвижны.

Эксперименты показывают, что на границах раздела контактирующих сред всегда существует разность электрических потенциалов. Существует класс задач, в которых электрическое поле возникает в результате контакта сред. Если поверхность раздела сред движется и деформируется, то возникает переменное электрическое поле.

В работе выписываются соотношения на движущихся и деформируемых границах раздела жидкостей различной проводимости при наличии поверхностного электрического заряда и двойного электрического слоя.

Полученные соотношения на границах раздела могут использоваться в качестве граничных условий при решении задач электрогидродинамики как с неподвижными, так и с движущимися и деформируемыми границами раздела сред. Законы движения и деформации границы могут задаваться в виде функции времени и координат, а могут определяться течениями в контактирующих средах. В последнем случае на границе раздела необходимо задавать граничные условия для контактирующих жидкостей (или жидкости и газа). Такими условиями могут быть условия непротекания и закон сохранения импульса на границе раздела. Эти условия выписываются в достаточно общем случае при наличии двойного электрического слоя.

В работе приведены решения задач электрогидродинамики, при решении которых условия на границах раздела определяют физику явления. Это задача о возникновении переменной разности потенциалов при механических колебаниях капилляра, заполненного несмешивающимися жидкостями, и задача о влиянии поверхностных электрохимических реакций на устойчивость границы раздела двух жидкостей в сильном электрическом поле.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 99-01-01155).

Пространственные задачи вычислительной аэрогидродинамики

Ю.Д. Шевелев
ИАП РАН, Москва

При численном моделировании внешних течений газа около тел реальной формы необходимо построить геометрию обтекаемого тела, дискретное множество (сетку), аппроксимировать исходную систему дифференциальных уравнений их разностным аналогом. Одной из основных проблем является построение расчетной сетки, которая хорошо учитывает геометрические и физические особенности, позволяет описать исследуемое течение с требуемой точностью при ограничении на количество узлов. В работе используются различные методы построения сеток: алгебраические, дифференциальные и с помощью теории функций комплексного переменного.

Расчет пространственных течений газа осуществляется в рамках различных математических моделей: уравнений невязкого газа, уравнений пространственного ламинарного и турбулентного пограничного слоя, “тонкого” слоя, в рамках которых содержатся все члены уравнений Эйлера и пограничного слоя, а также на основе полных уравнений Навье–Стокса.

При всех обычных требованиях к разностным схемам (консервативность, минимальная схемная вязкость, свойство монотонности, порядок точности и др.) использование “инвариантных” компактных разностных аппроксимаций позволяет получить приближенную задачу, аппроксимирующую исходную задачу для всех задач данного класса. В основном, интегрирование по времени до достижения стационарного состояния осуществляется на основе явных двухшаговых схем. Для ускорения установления используется локальный шаг интегрирования.

Получены решения задач о сверхзвуковом обтекании конических и затупленных тел под углом атаки (треугольное крыло с острой кромкой, V-образное крыло, звездообразные и пирамидальные тела). Рассмотрены трехмерные задачи об обтекании треугольного крыла с переменной стреловидностью, о течении в следе за треугольным крылом, об обтекании осесимметричных тел под углом атаки и тел самолетной конфигурации. Исследована задача об истечении струи в поперечный сверхзвуковой поток. Решения получены в рамках предположения о ламинарном течении при числах Рейнольдса от 10^3 до 10^7 . Особое внимание уделено исследованию пространственных

отрывных течений. Численное исследование трехмерных сверхзвуковых течений вязкого теплопроводного газа проводится и с учетом реальных физико-химических процессов. Полученные решения находятся в хорошем соответствии с результатами экспериментальных исследований. Моделирование проводилось с использованием технологии параллельных вычислений на многопроцессорной вычислительной технике.

Метод расчета аэродинамических характеристик механизированного крыла при обдуве его струей от двигателя

М.В. Шамаков

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

При расчете взлетно-посадочных характеристик современных самолетов с турбовинтовыми двигателями, имеющих большую тяговооруженность, необходимо учитывать дополнительные аэродинамические силы, обусловленные взаимодействием крыла и струи от винта на режимах взлета и посадки. Струя за винтом поворачивается благодаря отклоненной механизации и отбрасывается вниз почти по касательной к поверхности закрылка. В таком случае на крыло действует, кроме обычной подъемной силы без обдувки и вертикальной составляющей струи, еще и дополнительная подъемная сила, обусловленная воздействием струи на набегающий поток (суперциркуляция). Экспериментальные исследования подтверждают возможность увеличения подъемной силы за счет использования обдува механизированного крыла струями винтовых двигателей. Основным способом выявления сложных эффектов интерференции механизированного крыла и струй винтов и учета их в аэродинамическом проектировании самолетов является в настоящее время проведение дорогостоящих экспериментальных исследований. Разработка эффективных вычислительных методов может существенно облегчить задачу конструирования взлетно-посадочных систем с энергетическими способами увеличения подъемной силы.

Существует достаточно много методов расчета, позволяющих учитывать влияние обдува крыла струями от винтов. Большинство из этих методов ограничивается лишь определением суммарных аэродинамических характеристик крыла.

В работе рассмотрен метод расчета как суммарных, так и распределенных аэродинамических характеристик механизированного

крыла с учетом воздействия струи от винта, расположенного вблизи крыла с отклоненной механизацией. Для моделирования крыла и элементов механизации использован панельный метод с пространственной ориентацией плоских вихревых панелей, позволяющий учитывать кривизну, крутку и V-образность крыла. Крыло и поверхность струи моделируется системой подковообразных вихрей. В общем случае решение поставленной задачи сводится к нахождению распределения интенсивности вихревых слоев на крыле и границах струи, а также к нахождению формы струи методом итераций.

Проведенное сравнение результатов расчетов с известными теоретическими и экспериментальными данными подтверждают работоспособность предложенного метода.

МОДЕЛИ И МЕТОДЫ АЭРОДИНАМИКИ

Вторая
Международная школа-семинар
Евпатория, 5-15 июня 2002 г.

ОРГАНИЗАТОРЫ

Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова
Московский Центр непрерывного математического
образования при МГУ
Факультет аэромеханики и летательной техники МФТИ
Факультет “Стрела” МАИ
Институт гидромеханики НАН Украины

ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ И ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТЫ

Председатель организационного комитета:

В.Я. Нейланд *член-корр. РАН, ЦАГИ*

Заместитель председателя организационного комитета:

В.В. Фурин *директор МЦНМО*

Сопредседатели программного комитета:

А.Н. Крайко *проф., ЦИАМ*

И.И. Липатов *проф., ЦАГИ*

Члены организационного и программного комитетов:

Г.Г. Черный (*Институт механики МГУ*), В.В. Лунев
(*ЦНИИМАШ*), В.В. Козлов (*ИТПМ СО РАН*), Ю.И. Хлопков
(*МФТИ*), В.А. Хомутов (*МАИ*), Г.А. Воропаев (*Институт
гидромеханики НАН Украины*), Г.Н. Лаврухин (*ЦАГИ*),
М.А. Иванькин (*ЦАГИ*), С.В. Чернов (*ЦАГИ*),
О.Л. Чернова (*ЦАГИ*)

Ученый секретарь:

Н.В. Гурьева *снс, ЦАГИ*

Особенности течения в каналах с поворотом потока

А.А. Алексенцев, Н.Л. Кокшаров
ОАО “Авиадвигатель”, Пермь

Г.Н. Лаврухин, Д.В. Мерекин, А.Н. Поликарпов
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Приведены результаты комплексных исследований течения и аэродинамических характеристик круглых каналов с поворотом потока. Обобщение аэрогазодинамических характеристик включает анализ изменения коэффициентов расхода и потерь тяги в зависимости от угла отклонения оси потока.

Особое внимание уделено характеристикам течения в реактивной струе. Отклонение оси струи осуществлялось в дозвуковой части канала за счет подвижного сферического дефлектора. Подробно исследовалось поведение реактивной струи путем визуализации течения в ней с использованием метода саже-масляного покрытия. Исследования, проведенные в широком диапазоне изменения давления в струе и углов отклонения потока, позволили выявить некоторые особенности поведения отклоненной реактивной струи, характеризующиеся в ряде случаев заметной несимметрией расширения границ струи.

На подвижной модели поворотного канала проведены измерения усилий и моментов, необходимых для перекладки модели от горизонтального до отклоненного положений, а также получены времена отклонения от нулевого угла до угла отклонения, равного 30° .

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00158).

Скосы потока в области горизонтального оперения

В.А. Баринов, Н.Н. Брагин, А.Н. Кулаков
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

В работе приводятся результаты весовых испытаний модели пассажирского самолета с крылом в крейсерской, взлетной и посадочной конфигурациях, проведенных в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ. Углы атаки и углы установки ГО варьировались в широком диапазоне, изменялось положение модели относительно экрана. По

результатам испытаний модели с ГО и без ГО определены осредненные значения углов скосов потока в области ГО. Отметим, что в испытаниях при вариации углов атаки вблизи экрана выдерживалась постоянная величина расстояния центра тяжести до экрана $\bar{h} = h/b_a$.

Показано, что углы скосов существенно зависят от α , $\bar{h}$ и конфигурации модели. Также показано, что значения углов скоса потока для всех рассмотренных конфигураций модели образуют единую зависимость от величины коэффициента подъемной силы и расстояния до экрана, т.е. все разнообразие условий для всех конфигураций модели попадает на зависимость $\varepsilon(C_y, h)$.

Расчетные и экспериментальные исследования вертикальных законцовок крыла дозвукового пассажирского самолета

В.А. Баринов, Н.Н. Брагин, А.Н. Кулаков, С.И. Скоморохов
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Работа посвящена проектированию вертикальных законцовок крыла (далее ВЗК), с целью минимизации полного сопротивления самолета. Необходимым условием проектирования было сохранение геометрических параметров исходного крыла пассажирского самолета, рассчитанного на крейсерский полет с числом $M = 0.83-0.85$, в частности, сохранение размаха крыла с ВЗК по отношению к исходному крылу (без ВЗК).

Работа состояла из двух этапов:

1. Расчетные исследования по выбору геометрических параметров ВЗК и определение вариантов ВЗК для изготовления и установки на модель.
2. Экспериментальные исследования выбранных вариантов ВЗК.

В расчетных исследованиях варьировались величина площади ВЗК, удлинение, относительные толщины и форма профилей в базовых сечениях ВЗК, форма в плане, а также углы крутки сечений ВЗК φ , углы разворота ВЗК относительно концевой хорды крыла β_0 , углы отклонения плоскости ВЗК от горизонтальной плоскости γ . Критерием выбора ВЗК был минимум суммы индуктивного и волнового сопротивления при минимуме изгибающего момента, действующего на корневое сечение крыла. В результате целого ряда расчетов, проведенных по программе BLWF (авторы О.В. Карась и В.Е. Ковалев) были выбраны два варианта ВЗК для экспериментальных исследований.

В результате эксперимента были получены значения аэродинамических коэффициентов модели с исходным крылом и модели с крылом с ВЗК. Это позволило определить эффективность ВЗК в плане уменьшения общего сопротивления самолета и уменьшения изгибающего момента крыла.

Приводятся результаты измерений распределения статического давления на крыле, а также картины визуализации обтекания ВЗК с помощью цветного масляного покрытия и визуализации ламинарно-турбулентного перехода.

Отмечается, что при проектировании ВЗК целесообразно модифицировать и концевые участки крыла, что позволит уменьшить интерференцию между крылом и ВЗК и улучшить обтекание.

Взаимодействие головного скачка с течением Прандтля–Майера при стационарном обтекании заостренного тела горючей смесью

А.Т. Берлянд, В.В. Власенко
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

А.В. Иголкин
ФАЛТ МФТИ, Жуковский

Рассмотрим автомодельное обтекание бесконечного клина равномерным сверхзвуковым потоком невязкой горючей смеси. Благодаря двузначности стационарного решения такой задачи при его построении для квазистационарного изменения угла клина θ , возникает гистерезис. Неоднозначность и гистерезис имеют место только в химически реагирующей среде с бесконечно большими скоростями реакции (модель бесконечно тонкого фронта).

В отсутствии химических реакций на клине в сверхзвуковом потоке при $\theta < \theta_{кр}$ образуется косой скачок. Если квазистационарно уменьшать θ , то его интенсивность будет равномерно ослабевать, и в пределе он выродится в характеристику.

Предположим, что при $T < T_{иг}$ скорость реакции равна нулю и бесконечна при $T \geq T_{иг}$. Тогда волна горения является разрывом с заданным тепловыделением. При $\theta_{кр} > \theta > \theta_{сж}$ возникает наклонная перескакая детонационная волна. При уменьшении θ она будет ослабевать. При $\theta = \theta_{сж}$ детонация становится самоподдерживающейся (волна CJ). При дальнейшем уменьшении θ волна CJ останется без изменений, но за ней возникнет волна разрежения, доворачивающая

поток до направления образующей клина. В пределе реализуется детонация CJ с последующей волной разрежения. Возникает гистерезис: если при $t = 0$ обтекается пластина под нулевым углом, то поток остается невозмущенным; если же создать детонацию на клине, а затем уменьшить θ до нуля, то детонация CJ сохранится.

Пусть в смеси могут протекать экзотермические реакции с конечными скоростями, автомодельное решение отсутствует. При $\theta \rightarrow 0$ течение с волной CJ не реализуется.

Рассмотрим клин с углом $\theta_{кр} > \theta > \theta_{сж}$, переходящий в пластину в точке $x = L$, $y = h$. При обтекании его смесью с “замороженным” составом скачок при удалении от тела вырождается в характеристику. При $L \rightarrow 0$ и $h \rightarrow 0$ при $\theta = \text{const}$ получим прямолинейную характеристику. “Платой” за постоянство θ здесь является неравномерная зависимость параметров на поверхности тела от L . Действительно, для любого конечного $L \neq 0$ и $h \neq 0$ у поверхности сжатия всегда существует энтропийный слой, для которого $\lim_{L \rightarrow 0} \delta = 0$ (δ – его толщина).

Пусть в потоке возможны экзотермические реакции и $\theta < \theta_{кр}$. В предположении бесконечности скорости реакций за ударным фронтом имеем сильную детонацию, асимптотически переходящую в волну CJ . В пределе при $L \rightarrow 0$ и $\theta = \text{const}$ получим детонацию CJ с последующей волной разрежения. Численный анализ последовательности состояний при таком предельном переходе при конечной скорости химических реакций является предметом настоящей работы.

Расчеты проводились на основе двумерной нестационарной системы уравнений Эйлера для невязкого сжимаемого многокомпонентного газа с неравновесными химическими реакциями. Стационарное решение получалось методом установления. Используемый численный метод (схема Годунова–Колгана–Родионова) имеет 2-й порядок аппроксимации по всем переменным; источниковые члены, описывающие вклад неравновесных реакций, аппроксимируются локально-неявно (программном комплексе SOLVER3).

Показано, что при сокращении L все раньше и раньше начинается падение температуры в волне разрежения, и все сильнее замедляется вторичный рост температуры. Когда волна разрежения начинает разрушать зону индукции, происходит резкое падение скорости реакции, зона горения покидает расчетную область, структура течения существенно меняется и реализуется течение с вялотекущими химическими реакциями. Другими словами, в рассмотренном предельном

переходе осуществить на пластине течение с самоподдерживающейся детонацией CJ и центрированной волной разрежения невозможно.

Авторы благодарны начальнику ВЦ ЦАГИ Н.Г. Бунькову за помощь в организации расчетов, Н.А. Остапенко за полезные замечания и Г.Г. Черному за внимание к работе.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты № 00-03-32066 и № 00-01-00158).

О влиянии температуры поверхности на структуру длинноволновых вихрей Гертлера

В.В. Боголепов

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Исследовано влияние температуры поверхности на структуру длинноволновых вихрей Гертлера в сжимаемом пограничном слое при больших числах Гертлера. Показано, что по мере охлаждения поверхности уменьшается длина волны вихрей и перестают действовать механизмы взаимодействия между различными частями возмущенной вихревой области, которые определяют их характерные размеры. При некотором значении температурного фактора длина волны достигает предельной величины, равной толщине пограничного слоя. Дальнейшее охлаждение поверхности уже не приводит к ее изменению.

Характеристики вихрей вблизи сильно охлажденной поверхности рассчитаны в линейном приближении. Получено, что инкременты амплитуды вихрей уменьшаются с ростом номера моды, а увеличение числа Маха набегающего потока только незначительно повышает значение инкремента для первой моды и практически не сказывается на величинах инкрементов для старших мод. Получено также, что с увеличением числа Маха вихри не смещаются к внешней границе пограничного слоя, как это происходит в пограничном слое около нехолодной поверхности.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 01-01-00189) и при Государственной поддержке ведущих научных школ (проект № 00-15-96070).

Гибридный генетический алгоритм оптимизации для задач аэродинамического проектирования

А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузовера, И.Л. Чернышев
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Разработан новый гибридный генетический алгоритм решения оптимизационных задач в многомерном пространстве. Идея метода заключается в совместном использовании расчетных моделей различной сложности, причем большая часть вычислений осуществляется с менее трудоемкой грубой моделью, а немногочисленные вычисления по точной модели служат для уточнения поведения целевой функции. В результате точность вычислений соответствует более сложной модели, а суммарные временные затраты по сравнению с обычным генетическим алгоритмом сокращаются в несколько раз. Дано изложение основных деталей вычислительного алгоритма, приведены тестовые примеры применения метода к решению задач оптимизации, в том числе и задач аэродинамического проектирования компоновок трансзвуковых самолетов.

Численное моделирование и экспериментальное исследование сверхзвуковых турбулентных течений в плоских каналах переменного сечения

А.В. Борисов, И.А. Бедарев, Н.Н. Федорова, Р.В. Нестуля,
А.В. Старов
ИТПМ СО РАН, Новосибирск

В работе представлены результаты совместного экспериментального и расчетного исследования сверхзвуковых турбулентных течений в плоских каналах переменного сечения, представляющих собой воздухозаборники современных и перспективных летательных аппаратов. Изучены течения при сверх- и гиперзвуковых скоростях ($M = 2 \div 6$) и широком диапазоне чисел Рейнольдса.

Экспериментальные исследования выполнены в трубах периодического и импульсного действия ИТПМ СО РАН. В ходе экспериментов получены визуальные картины течений и проведены измерения распределений статического давления на поверхности модели, поля давления торможения в поперечных сечениях канала и поверхностного трения, полученные методом оптической диагностики.

Расчетные исследования выполнены на основе полных осредненных уравнений Навье–Стокса, дополненных двухпараметрической

моделью турбулентности Уилкокса, позволяющей рассчитывать как присоединенные, так и отрывные течения. Для расчетов используется описанный в [1] численный алгоритм, ранее примененный для моделирования сверхзвуковых турбулентных отрывных течений в широком диапазоне геометрических и газодинамических параметров [2, 3]. Результаты расчетных и экспериментальных исследований сопоставлены между собой. Сравнение показало хорошее соответствие расчетных и экспериментальных данных при внешнем обтекании и для течений в канале.

Исследован вопрос о влиянии состояния пограничного слоя и положения ламинарно-турбулентного перехода на результаты моделирования течения в канале. Для некоторых конфигураций расчеты проведены в ламинарном, переходном и развитом турбулентном режиме. Показано, что учет состояния пограничного слоя, развивающегося на поверхности верхней и нижней стенки канала, существенно изменяет волновую картину течения и распределение параметров течения.

Таким образом, в работе для изучения свойств сложных течений использованы методы физического эксперимента и математического моделирования. При этом экспериментальные данные являются базой для верификации математической модели и расчетного алгоритма. В то же время проведенные в широком диапазоне определяющих газодинамических параметров и геометрий параметрические расчеты помогают в проведении эксперимента, служат основой выбора оптимальных конфигураций и объяснения особенностей течения.

Работа выполнена при финансовой поддержке МНТЦ (проект № 887).

Литература

1. Borisov A.V., Fedorova N.N. Numerical Simulation of Turbulent Flows Near the Forward-Facing Steps // *Thermophysics and Aeromechanics*. 1996. Vol. 3, No. 1. p. 69–82.
2. Bedarev I.A., Borisov A.V., Fedorova N.N. Numerical Simulation of the Supersonic Turbulent Separated Flows in Vicinity of the Backward- and Forward-Faced Steps // *Computational Fluid Dynamics Journal*. 2001. Special Number. p. 194–202.
3. Fedorova N.N., Fedorchenko I.A., Shuelein E. Experimental and Numerical Study of Oblique Shock Wave / Turbulent Boundary Layer Interaction at $M = 5$ // *Computational Fluid Dynamics Journal*. 2001. Vol. 10, No. 3. p. 376–381.

Аэродинамическое нагревание марсианских спускаемых аппаратов

В.Я. Боровой, И.В. Егоров, А.С. Скуратов, Е.П. Столяров
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

При входе в плотную атмосферу Марса исследовательского зонда он испытывает значительные тепловые нагрузки. Для защиты от них используется специальный экран, который должен выполнять свою функцию без изменения формы. При характерном размере аппарата 2.5 м экран на лобовой поверхности не может быть сплошным: неизбежно появление технологических зазоров, стыков и других нерегулярностей поверхности, вносящих возмущения в распределение теплового потока. Полезный груз зонда расположен в его донной области, где тепловые потоки много меньше, чем на лобовой поверхности. Тем не менее, они должны быть достаточно точно определены, чтобы с одной стороны, груз был надежно защищен, а с другой стороны, теплозащита не была перетяжелена в ущерб полезной нагрузке.

В работе представлены результаты комплексного экспериментально-расчетного исследования теплообмена на поверхности различных аппаратов, предназначенных для спуска в атмосфере Марса.

Экспериментальные исследования были проведены в аэродинамических трубах кратковременного действия УТ-1М и ИТ-2 ЦАГИ. Ударная труба была собрана по схеме Людвига, продолжительность существования стационарного потока составляла 0.04 с, рабочий газ – воздух. Испытания проводились при числах $M_\infty = 6$ и 8. В импульсной трубе (продолжительность процесса 0.1 с) испытания проводились на CO_2 ($M_\infty = 12$) и азоте ($M_\infty = 19$).

Исследования проводились на моделях американского зонда “Pathfinder”, европейского зонда “Mars Express Probe” и модели зонда, разрабатываемого в КБ им. Лавочкина и ЦНИИМаш. Модели имели сегментально-коническую форму.

Для измерения теплового потока использовались датчики различных типов: термопары на тонкой стенке, калориметры, поверхностные термопары и платиновые терморезисторы. Эксперименты сопровождалась расчетами течения и распределения теплового потока в рамках осесимметричных уравнений Навье–Стокса.

Показано, что продольные и поперечные зазоры на лобовой поверхности зонда могут привести к заметному усилению теплообмена

в узких зонах. Это же относится и к небольшим ступенькам на поверхности.

В донной области в окрестности задней критической точки тепловой поток сильно зависит от чисел M и Re . В частности, при $M_\infty = 6$ и $Re_{\infty,D} = 0.5 \times 10^6$ тепловой поток в этой области сравним с соответствующей величиной в передней критической точке. Это подтверждается численными расчетами для турбулентного режима течения. При высоких числах M и низких числах Re , когда реализуется ламинарный режим течения в донной области, тепловой поток в задней критической точке не превышает 5%.

Выявлено большое влияние балансировочных щитков на теплообмен. Тепловой поток в донной области для модели с тремя щитками заметно выше, чем для модели с одним щитком.

Работа выполнена при финансовой поддержке МНТЦ (проекты № 036 и № 1549).

Исследование нестационарных давлений на моделях в ударной аэродинамической трубе

В.Я. Боровой, Р.А. Казанский, А.С. Скуратов, Е.П. Столяров
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

С.П. Рыбак
РКК “Энергия” им. С.П. Королева, Королев

Создание высокоскоростных потоков в аэродинамических установках требует использования высоких давлений и высоких температур торможения. Экспериментальные исследования в аэродинамических трубах периодического действия с требуемыми параметрами торможения являются либо весьма дорогостоящими, либо вообще технически невозможными. Трубы кратковременного действия (ударные, импульсные) выгодно отличаются от последних как более широким диапазоном параметров торможения, так и существенно (примерно на 2 порядка) меньшей стоимостью одного и того же объема испытаний. С появлением быстродействующих аналого-цифровых преобразователей, встраиваемых в ПЭВМ, оказалось возможным создание автоматизированных систем цифрового сбора и обработки информации, позволивших еще больше увеличить преимущества таких установок за счет сокращения времени проведения испытаний и обеспечения практически всех их видов, включая исследования действующих на модели нестационарных давлений.

В качестве примера приведены результаты измерения нестационарных нагрузок, действующих на солнечные батареи модели космического аппарата при сбросе головного обтекателя. Исследования проводились в аэродинамической ударной трубе УТ-1М ЦАГИ при числе $M = 8$, полных давлениях $5 \div 25$ ата и температуре торможения ~ 730 К. Установлено, что в пространстве между створками и корпусом аппарата возникает интенсивные автоколебания с характерной частотой около 900 Гц. Проведены оценки спектральных характеристик автоколебаний, амплитуды и фазы взаимных спектров между парами точек на солнечных батареях, функций когерентности и порядки средних и знакопеременных нагрузок, действующих на солнечные батареи.

Электрические аспекты разрушения металлических тел в газодинамическом потоке

А.Б. Ватажин, Д.А. Голенцов, В.А. Лихтер
ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

В основе исследований лежит ранее обнаруженное авторами следующее явление: микрочастицы материала (металлических стержней), образующиеся при его разрыве, оказываются одноименно (положительно) заряженными. Наличие заряженных частиц не влияет на процесс разрушения материала, но дает возможность проводить диагностику этого процесса. Основными электрическими измеряемыми характеристиками являются: электрический ток в цепи разрываемого образца; электромагнитный сигнал на внешнем зонде-антенне; электростатический пролетный сигнал, генерируемый образовавшимися при разрыве заряженными частицами, сносимыми газодинамическим потоком и пролетающими мимо зонда, установленного ниже по потоку от места разрыва. Измерены указанные электрические сигналы при разрыве металлических стержней из различного материала, установленных в высокотемпературной струе продуктов сгорания. Обнаружено уменьшение интенсивности сигналов при увеличении температуры стержня (при переходе от хрупкого разрушения к пластическому). Получена приближенная теоретическая зависимость интенсивности электрических сигналов от прочностных свойств материала разрываемых стержней. Рассмотрены приложения полученных экспериментальных и теоретических результатов к проблеме электрической диагностики начала разрушения металлических тел.

Акустические и газодинамические характеристики выходных устройств различных схем

Е.В. Власов, Г.Н. Лаврухин, Д.В. Мерекин, А.Н. Поликарпов,
В.Ф. Самохин

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Представлены результаты обобщения комплексных экспериментально-теоретических исследований уровня шума и потерь тяги круглых и плоских реактивных сопел.

Переход от круглых к плоским соплам с одной стороны, сопровождается снижением уровня шума, а, с другой – некоторым увеличением потерь тяги. Использование различных механических и газодинамических глушителей шума также следует этой тенденции. Проведенные исследования показали, что использование плоских сопел с вертикальными перегородками, установленными на срезе сопла, позволяет, за счет разбиения струи на ряд отдельных струй, повысить эффективность смешения струй с окружающим воздухом и снизить уровень шума при относительно небольшом увеличении потерь тяги. Проведенное сравнение с различными известными способами шумоглушения показывает, что рассмотренное направление является достаточно эффективным средством снижения шума сопел.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00158).

Решение задачи оптимизации сверхзвуковой компоновки крыло–фюзеляж с воздухозаборниками с учетом эффектов полезной интерференции

Н.В. Воеводенко, А.А. Губанов, Т.М. Притуло

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

В работе исследуется обтекание конфигурации, представляющей собой V-образное стреловидное крыло с расположенным под ним фюзеляжем. На нижних поверхностях крыльев размещены два воздухозаборника ВРД, имеющих квадратные сечения на площади входа.

Представлены результаты как численных расчетов, так и экспериментальных исследований. Расчеты выполнены в рамках численного интегрирования системы уравнений Эйлера с применением двухшаговой конечно-разностной маршевой схемы Мак-Кормака. При создании вычислительной программы разработаны специальные

алгоритмы монотонизации, корректирующие решение в областях с большими градиентами газодинамических параметров. Особый расчет выполняется на поверхностях тела и выделенного головного скачка.

Сначала была решена задача оптимизации компоновки крыло-фюзеляж без воздухозаборников. Фюзеляж представляет собой полуконус, переходящий в цилиндрическую поверхность. Поверхность фюзеляжа была подобрана таким образом, что распределение толщин является оптимальным с точки зрения улучшения аэродинамических характеристик всего ЛА. Для испытаний в аэродинамической трубе были сконструированы две аэродинамические модели, имеющие одинаковые по форме крылья и одинаковое распределение площадей поперечных сечений. При этом у первой модели фюзеляж располагается полностью под крылом, а у второй он имеет осесимметричную форму. Эксперимент проводился при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 4$ в АДТ ЦАГИ Т-114. Величина максимального аэродинамического качества у первой модели оказалась на 0.6 больше, что подтверждает теоретические результаты.

Дальнейшей ступенью исследований послужило размещение на нижних поверхностях консолей крыла двух симметрично расположенных воздухозаборников. Весьма важным свойством разработанной компоновки являются большие скосы от фюзеляжа в плоскости крыла. При этом передняя часть летательного аппарата формирует существенное поджатие потока, что улучшает характеристики на входе в воздухозаборник. Также благодаря расположению воздухозаборника в возмущенной области течения некоторая часть сопротивления конфигурации может быть исключена из внешних аэродинамических сил, действующих на весь ЛА в целом. Тогда соответствующая доля сопротивления может рассматриваться как внутренняя сила, связанная с созданием тяги двигателя. Расчеты показали, что размещение воздухозаборников и правильный выбор их двумерной ориентации позволяют на 46% снизить величину сопротивления всей конфигурации при нулевом угле атаки. Введение в рассмотрение воздухозаборников также существенно повышает величину аэродинамического качества во всем диапазоне углов атаки.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 02-01-00757).

**Экспериментальное исследование процесса горения
жидкого углеводородного топлива в плоском канале
при сверхзвуковой скорости потока на входе**

О.В. Волощенко, С.А. Зосимов, А.А. Николаев
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Представлены результаты экспериментального исследования горения жидкого углеводородного топлива, проведенного на модельном канале по методу присоединенного воздухопровода при параметрах потока на входе $M = 2.5$, $P_t \leq 2.5$ МПа, $T_t = 800 \div 1750$ К, коэффициентах избытка воздуха $\alpha = 1 \div 4.7$

Исследованы стабилизация и эффективность горения при подаче топлива на входе в канал и в различных сечениях по длине канала через инжекторы трех типов (инжекторы трубки, пилоны, клиновидные) и со стенки. Получены данные об устойчивости и эффективности горения.

**Формирование вторичного течения в пограничном слое
на плоской и криволинейных поверхностях
с периодическим нагревом**

Г.А. Воропаев, В.И. Коробов, Н.Ф. Юрченко
Институт гидромеханики НАН Украины, Киев

Пограничный слой на плоской поверхности, отличной от жесткой гладкой с постоянной температурой поверхности, это задача с большим количеством определяющих параметров, в той или иной степени зависящих от локального числа Re .

Если рассмотреть малые отклонения обтекаемой поверхности от своего нейтрального положения, совпадающего с плоской поверхностью, можно показать, что существуют деформации поверхности, не меняющие структуру уравнений нулевого (Прандтлевского) приближения пограничного слоя. К таким деформациям можно отнести продольное микро рифление поверхности (риблиты). В то время как малые поперечные неоднородности обтекаемых поверхностей изменяют структуру уравнений и нулевого приближения.

В связи с этим, формирование вторичных структур в пограничном слое на поверхностях с продольными неоднородностями можно рассматривать на фоне классических характеристик пограничного слоя.

К таким неоднородностям граничных условий можно отнести неоднородно нагреваемую в трансверсальном направлении обтекаемую поверхность, которые положены в основу изучения формирования вторичных вихревых структур в пограничном слое.

Выполнен численный и физический эксперимент по изучению гидродинамических характеристик пристенных течений вдоль плоской и криволинейных поверхностей с различной плотностью нагреваемых элементов и их температуры.

Численные результаты получены на основании численного решения трехмерной нестационарной системы уравнений Навье–Стокса для вязкой сжимаемой среды. Физический эксперимент выполнен в аэродинамической трубе на профилях с постоянным радиусом продольной кривизны (0.2 м и 0.8 м). В эксперименте рассмотрены два варианта нагреваемых поверхностей с шагом 0.0025 м и 0.005 м. Температура нагреваемых элементов отличалась от температуры модели на $10\div 30^\circ\text{C}$. Исследован диапазон скоростей $10\div 20$ м/сек. Такие же параметры были заложены в численные расчеты.

Полученные результаты показывают, что в результате неоднородного термодинамического воздействия в пограничном слое на плоской и выпуклой поверхности возникают продольные парные вихревые структуры, масштабы которых определяются расстояниями между нагреваемыми элементами, а их интенсивность – разностью температур. На вогнутой поверхности без нагрева результаты численных расчетов позволяют выделить в пограничном слое вторичные вихревые структуры, масштабы которых соответствуют вихрям Гертлера. При периодическом нагреве вогнутой поверхности масштабы вторичных вихревых структур соответствуют расстояниям между нагреваемым элементом, но интенсивность их практически на порядок выше, чем на выпуклой поверхности.

Струйно-вихревой след в турбулентной атмосфере

А.М. Гайфуллин

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

За пролетевшим самолетом остается след, который порождается вихрями, сбегаящими с поверхности самолета, и струями от двигателей. Интерес к исследованию струйно-вихревого следа возник из-за возможности попадания в него другого самолета. Трудность моделирования задачи об эволюции следа заключается в том, что ее

решение зависит от многих разномасштабных процессов. Характерный линейный масштаб следа порядка десяти километров, атмосферная турбулентность характеризуется масштабом порядка километра, поперечный размер следа порядка размаха крыла, масштабы ядра вихря и начального радиуса струи порядка одного метра, высота полета может меняться от большой, до очень маленькой – порядка нескольких метров. Кроме параметров атмосферной турбулентности на характеристики следа влияют также параметры турбулентности, порожденной самим струйно-вихревым следом.

В данной работе предложен метод и создан комплекс программ расчета струйно-вихревого следа с учетом близости земли. Расчетная область разбивается на две подобласти – ближнюю и дальнюю. В ближней области производится расчет невязкого вихревого следа и расчет турбулентной струи. Струя из двигателя имеет температуру и плотность, отличную от соответствующих характеристик в набегающем потоке. На ее эволюцию оказывает влияние вихревая пелена.

Во второй области трехмерную задачу об эволюции следа за самолетом в турбулентной атмосфере можно с помощью асимптотических методов разделить на две задачи: двумерную нестационарную об эволюции полей завихренности, продольной скорости и температуры и задачу о росте возмущений по мере удаления следа от самолета. Первая из них решается с помощью двумерных нестационарных турбулентных уравнений Навье–Стокса. На ее решение влияют как параметры турбулентности, наведенной полем скоростей следа, так и параметры атмосферной турбулентности, а также профили температуры и ветра. Для решения второй задачи создана линейная теория развития возмущений за летательным аппаратом с учетом особенностей, присущих данному следу. Теория учитывает такие факторы, как распределение циркуляции в вихре и ее потерю в следе, близость земли, изменение размера вихревого образования и расстояния между вихрями. Все эти параметры получаются из решения первой задачи. Учитываются также характеристики атмосферной турбулентности. Показано, что характеристики пространственной неустойчивости могут существенно отличаться от характеристик временной неустойчивости. Построенная теория хорошо предсказывает время жизни следа.

При пролете самолета на небольшой высоте наблюдаются отрывные образования от поверхности земли. Исследуется эволюция вихревого поля и его топология в зависимости от интенсивности бокового ветра.

Для проблем визуализации важным является отклонение температуры следа от температуры окружающего воздуха. Оказывается, что температурное поле может “накручиваться” на вихри, сошедшие с горизонтального оперения и не “визуализировать” основные вихри.

Представлены результаты расчетов, многочисленные сравнения расчетных и экспериментальных или эмпирических данных.

Работа выполнена при поддержке International Association for the promotion of co-operation with scientists from the New Independent States of the former Soviet Union (INTAS № 1816).

О моделировании обледенения крыла в АДТ

А.М. Гайфуллин, А.В. Зубцов

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Обеспечение безопасности полета ЛА является одной из важных проблем современной аэродинамики. Решение этой проблемы, в частности, связано с исследованием влияния обледенения на аэродинамические характеристики ЛА. В этой связи к методике испытаний и к достоверности результатов, получаемых при исследовании обледенения ЛА в АДТ, предъявляются повышенные требования. Одной из причин, препятствующих выполнению этих требований, является то, что до настоящего времени влияние масштабного фактора на процесс обледенения остается не достаточно изученным.

Процесс прилипания капли к поверхности различен при различной температуре окружающего воздуха. Данная работа посвящена изучению процесса нарастания льда при очень низких температурах от -30°C до -10°C . Известно, что в этом диапазоне температур капля воды прилипает к телу практически мгновенно в том месте, в котором произошло их столкновение. Для этого случая разработана численная программа, позволяющая рассчитывать процесс образования льда на профиле.

Для выяснения условий, при которых необходимо проводить исследования обледенения модели ЛА в АДТ с тем, чтобы получаемые результаты были в определенной степени адекватны результатам, получаемым в натурных условиях, рассматриваются уравнения движения, описывающие взаимодействие двухфазной среды. При этом необходимо определить, как изменяются параметры двухфазной среды, а именно: скорость набегающего потока, время проведения эксперимента, распределение капелек по размеру и массовой плотности при

изменении размера ЛА. В основу анализа заложено требование инвариантности уравнений движения и условие подобия формы ледяных наростов при изменении масштабного фактора. Оказывается, что данные условия можно точно выполнить только в двух предельных случаях: когда размер капелек жидкости очень большой и когда он очень маленький. В остальных случаях возможно моделирование, при котором формы ледяных наростов будут приближенно подобными. Параметры, при которых выполняется подобие, определяются при помощи численных расчетов.

В работе представлены результаты расчетов, сравнения расчетных и экспериментальных данных.

Численный расчет обтекания модели лоткового воздухозаборника сверхзвуковым потоком идеального газа

Н.В. Головина, Ю.В. Коротков

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Проведен численный расчет поля течения возле модели симметричного утопленного воздухозаборника (ВЗ) в форме лотка с углом наклона боковых стенок к плоскости симметрии, равным 0, 25 и 40 градусов при числах Маха 2.0 и 2.2 и нулевых углах атаки и скольжения. Лоток ВЗ содержит участок разгона, который наклонен под углом 10 градусов к направлению невозмущенного потока, участок выравнивания, параллельный указанному направлению, и клин торможения с углом наклона также 10 градусов к направлению невозмущенного потока. В процессе расчета решается краевая задача для системы дифференциальных уравнений Эйлера, дополненная уравнением Бернулли, с заданными граничными условиями. Краевая задача решается в рамках стационарного аналога метода Годунова–Колгана–Родионова второго порядка аппроксимации.

Получено, что при числе М, равном 2, увеличение угла наклона боковых стенок от 0 до 40 градусов приводит к возникновению систем скачков уплотнения от взаимодействия потока возле поверхности лотка и боковой стенки, а также к смещению центров кромочных вихрей. Положительным фактором является то, что центры вихрей не попадают в канал ВЗ. Кроме того, получено, что коэффициент ν восстановления полного давления ВЗ при увеличении угла наклона боковых стенок от 0 до 40 градусов возрастает на 0.01.

Моделирование неравновесных физико-химических процессов для условий полета в атмосфере Марса

В.А. Горелов, А.Ю. Киреев, С.В. Шиленков
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Одним из важных вопросов, возникающих при численном моделировании неравновесного обтекания космического аппарата (КА) при полете в атмосфере планеты, является выбор модели протекания физико-химических превращений в высокотемпературной газовой смеси, образующейся в ударном слое около космического аппарата. Физико-химические превращения в многокомпонентной газовой смеси, состоящей из атомов, молекул, ионов и электронов, имеют сложный характер и в настоящее время их учет возможен лишь с использованием модельного описания. Это описание не всегда полностью адекватно происходящим в полетных условиях неравновесным термофизическим процессам, что, естественно, может приводить к неточностям в определении характеристик неравновесного течения в ударном слое около аппарата. В связи с этим особую актуальность приобретает верификация кинетических численных моделей в стендовых экспериментах.

В работе представлены результаты комплексного исследования особенностей неравновесных термофизических процессов, происходящих около КА в условиях входа в атмосферу Марса. Экспериментальные исследования особенностей неравновесных процессов ионизации и излучения за фронтом сильной ударной волны в смеси, моделирующей состав атмосферы Марса, проводились в электроразрядной ударной трубе. В зоне релаксации измерены: концентрация электронов, температура и интенсивность неравновесного излучения в молекулярных системах полос NO, CN, C₂, CO.

Полученные данные позволили провести верификацию существующих и разработать новую, уточненную, физическую модель неравновесных физико-химических процессов в ударном слое около КА при его входе в атмосферу Марса. Верифицированная модель неравновесных процессов включена в расчетный комплекс, разработанный на основе двумерных полных уравнений Навье–Стокса для моделирования неравновесного течения около космического аппарата. Интенсивность неравновесного излучения двухатомных молекул высокотемпературной газовой смеси, моделирующей атмосферу Марса, рассчитывается в численной модели, использующей современные данные по оптическим и спектроскопическим характеристикам газов.

Получены ионизационно-излучательные характеристики ударного слоя около аппарата в диапазоне скоростей полета 4-8 км/с и величины конвективных и радиационных тепловых потоков к наветренной и подветренной поверхностям КА, свидетельствующие о важности учета неравновесных свойств сложных газовых смесей при численном моделировании термодинамических параметров обтекания космических аппаратов.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 01-01-00467).

Экспериментальное исследование обтекания тел с уловленным вихрем

С.В. Гувернюк, М.А. Зубин, А.Ф. Зубков
Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва

Течения с замкнутыми линиями тока при больших числах Рейнольдса играют важную роль в различных приложениях аэрогидродинамики, причем основной интерес представляют турбулентные течения. Особенность таких течений, существенно влияющая на их теоретическое описание, состоит в том, что когда осредненная картина турбулентного течения содержит область с замкнутыми линиями тока (например, при отрывном обтекании тел), напряжения Рейнольдса в этой области, как правило, оказываются не малыми по сравнению с силами инерции, поэтому соответствующее осредненное движение нельзя описать с помощью модели идеальной жидкости. К высоким значениям напряжений Рейнольдса приводит крупномасштабная неустойчивость, при которой вихри периодически или хаотически срываются с поверхности тела. Важным исключением, по-видимому, являются так называемые течения с уловленными вихрями или вихревыми ячейками. Вихревые ячейки могут быть, например, в виде выемок на кормовой части верхней поверхности толстого крыла. При этом эффективная поверхность крыла над выемками оказывается образованной участками линий тока, разделяющих рециркуляционное течение в ячейках и внешний поток. Каждый такой участок может играть роль подвижной стенки, способствуя предотвращению отрыва с верхней поверхности крыла и, тем самым, улучшая его аэродинамические характеристики. В связи с этим выполнен цикл экспериментальных исследований качественных и количественных характеристик осредненных турбулентных течений

типа “уловленный вихрь” на примере задач о продольном и поперечном обтекании цилиндров с вихревыми ячейками, а также о течении в прямом канале с вихревой ячейкой круговой формы на боковой стенке. Измерены интегральные аэродинамические нагрузки на цилиндрические тела и распределения давлений в канале и в вихревой ячейке в зависимости от толщины внешнего турбулентного пограничного слоя на стенке перед ячейкой. В последнем случае для интенсификации уловленного вихря в ячейке применялся внутренний вращающийся цилиндр. Исследование для канала подтвердило, в частности, стабильность уловленного вихря без дополнительных мер воздействия, однако при визуализации поперечного обтекания цилиндров с пассивной вихревой ячейкой на боковой поверхности обнаружены режимы, когда “уловленный вихрь” теряет устойчивость и происходит периодический выброс крупных дискретных вихревых образований из ячейки в основной поток.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты № 99-01-01115 и № 02-01-00670).

Торможение и смещение сверхзвуковых потоков в каналах различной формы

Н.В. Гурылева

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Рассмотрены вопросы торможения и смещения сверхзвуковых потоков в каналах различной формы.

В первой части работы представлены результаты исследования структуры течения и параметров потока при реализации свободного и фиксированного псевдоскачка в каналах различной формы и исследованы факторы, влияющие на фиксацию псевдоскачка в канале.

Исследовано торможение сверхзвукового потока ($M = 1.8 \div 2.5$) в прямоугольных плоских каналах при наличии противодавления. Эксперименты проведены на дренированной модели, представляющей собой плоский прямоугольный канал варьруемой высоты ($b/h = 40/36, 40/18$, где b – ширина, h – высота) с острыми входными кромками постоянного сечения. Длина плоского участка канала составляла $L = 200$ мм от входного сечения, в хвостовой части плоский участок модели переходил в цилиндрический. Для визуализации течения внутри канала модель была снабжена прозрачными боковыми стенками.

В процессе исследований проводились измерения полей полного давления в конце плоского канала и статического давления по длине модели.

Была уточнена картина течения в головной части свободного псевдоскачка. Для свободного псевдоскачка характерно наличие несимметричных отрывных зон вблизи верхней и нижней, а также боковых стенок канала в области головной части псевдоскачка. При этом обнаружены существенные пульсации картины течения при одних и тех же параметрах набегающего потока ($M = \text{const}$) и степени дросселирования канала. Наблюдаются продольные и поперечные пульсации скачков уплотнения. Изменение претерпевает не только положение скачков уплотнения, но и их структура: наблюдается изменение вида отрывных зон на стенках канала – хорошо заметен чередующийся переход от закрытой локальной отрывной зоны к открытой вблизи стенки канала. Амплитуда и частота пульсаций скачков возрастает с увеличением M . Показано, что течение с псевдоскачком не может быть рассмотрено в рамках квазистационарных моделей.

Исследована фиксация псевдоскачка на входных кромках. Эксперименты проведены для плоских каналов, рассмотренных выше, и осесимметричных каналов. Осесимметричные каналы имели начальный цилиндрический участок $L/D = 0.36, 0.5, 1.0$, где $D = 40$ мм – диаметр входного сечения канала. Исследовалось торможение сверхзвукового потока ($M = 1.8 \div 2.5$).

Показано, что при развитой фиксации псевдоскачка на входных кромках цепочка замыкающих скачков во всем исследуемом диапазоне чисел Маха вырождается в один λ -скачок, при этом на внутренней поверхности образуется кольцевой отрыв пограничного слоя, в котором наблюдаются 4 вихревых шнура. Пульсации скачков в фиксированном псевдоскачке уменьшаются, течение на этом режиме течения близко к квазистационарному.

Сравнение уровня фиксации для осесимметричных и плоских каналов показало, что уровень фиксации, достигаемый в плоском канале, не ниже, чем в осесимметричном.

Для чисел Маха $M = 1.7 \div 3.8$ рассмотрена фиксация псевдоскачка на пилонах, расположенных в глубине цилиндрического ($D = 80$ мм) и кольцевого ($D_1 = 80$ мм, $D_2 = 26$ мм) каналов. Для обоих каналов на одинаковом расстоянии по периметру устанавливались цилиндрические пилоны ($d = 3$ мм), через которые осуществлялся выдув воздуха

с варьируемым расходом. Также варьировалось количество пилонов и их высота.

Показано, что фиксация псевдоскачка на цилиндрических пилонах в глубине каналов наблюдается при устойчивом перемещении псевдоскачка, т.е. в области турбулентного пограничного слоя. Получена зависимость степени фиксации псевдоскачка от частоты размещения пилонов и наличия вдува воздуха через пилоны. Показано, что при увеличении высоты пилонов уровень фиксации псевдоскачка повышается.

Во второй части работы представлены результаты экспериментальных исследований смещения сверхзвуковой осесимметричной струи ($M_c = 1 \div 2.5$) со спутным сверхзвуковым потоком ($M_\infty = 2.5$) в осесимметричном канале. Проведена оценка изменения интенсивности смещения по длине канала. Проведено сравнение с расчетными данными. Рассмотрен вопрос интенсификации смещения спутных сверхзвуковых струй газодинамическими методами.

Полученные результаты могут быть использованы для интенсификации процессов торможения, смещения и организации энергоподвода в сверхзвуковых потоках.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00158).

Экспериментальное исследование интерференции сдвиговых слоев с псевдоскачком

Н.В. Гурылева, М.А. Иванькин, В.В. Яшина
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Приведены результаты экспериментального исследования интерференции сдвиговых слоев: вихревого шнура, осесимметричной низконапорной сверхзвуковой струи, выдуваемой из сопла в спутный поток, пограничного слоя на игле с псевдоскачком, создаваемым в осесимметричном и прямоугольном канале при механическом дросселировании, показавшие возможность воздействия на течение в канале с целью управления его характеристиками.

Исследования, проведены в диапазоне чисел $M = 1.7 \div 3.5$ в АДТ ЦАГИ ТССМ

Получено, что интерференция вихревого шнура, генерируемого перед плоскостью входа канала, со скачками уплотнения ускоряет перемещение начала псевдоскачка вверх по потоку; попадание

низконапорной осесимметричной струи ($M_c = 1$) в канал не вызывает ускорения перемещения начала псевдоскачка вверх по потоку. При взаимодействии струи и вихревого шнура с псевдоскачком, фиксированном на входной кромке канала, возможно образование перед входом в канал локальной зоны рециркуляционного течения, выступающей перед плоскостью входа. Показано, что в ряде случаев это может привести к помпажу. Взаимодействие вихревого шнура с псевдоскачком в глубине канала вызывает ухудшение характеристик канала, таких, как коэффициент восстановления полного давления, противопомпажный запас. При взаимодействии вихревого шнура с псевдоскачком, сопровождающимся образованием на входе в канал локальной рециркуляционной зоны, возможно улучшение характеристик канала.

Полученные результаты имеют как фундаментальное, так и прикладное значение и могут быть использованы для повышения характеристик входных устройств двигательных установок летательных аппаратов, а также разработки газодинамических способов организации горения в каналах со сверхзвуковым потоком.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00158).

Исследование воспламенения и горения струи водорода за пилоном

О.В. Гуськов, В.И. Копченков
ЦИАМ им. П.И. Баранова

Исследованы воспламенение и горение струи водорода за пилоном. В первой задаче струя водорода выдувалась в сверхзвуковой поток воздуха через трубку конечной толщины. При этом толщина этой трубки была разной для различных расчетов. Для поджигания водородо-воздушной смеси в области донного торца моделировалось действие воспламеняющей свечи. Показано, что при определенной толщине кромки горение в донной области может воспламенить основную струю водорода. Во второй задаче исследовалось воспламенение струи водорода в канале прямоугольного сечения. Струя выдувалась из инжектора с эллипсообразным соплом. Показано, что, несмотря на то, что в расчетах наблюдается горение в области обратных токов за пилоном, основная струя водорода не воспламеняется. Для этого примера приводится сравнение с данными эксперимента, проведенного в ЦИАМ. Также изучено влияние некоторых параметров (степени не-расчетности струи, температуры струи, пилотного факела, толщины задней кромки пилона и др.) на возможность воспламенения основной

струи водорода. Однако во всех приведенных примерах процесс горения в основной струе протекает слабо.

Расчеты проведены с помощью программ FNAS2D и FNAS3D, разработанных в ЦИАМ для расчета двумерных и трехмерных турбулентных течений многокомпонентного газа с учетом неравновесных химических реакций в рамках решения полных осредненных уравнений Навье–Стокса. Для замыкания системы уравнений использовалась однопараметрическая модель турбулентности А.Н. Секундова. В качестве модели химической кинетики была выбрана модель Димитрова (30 реакций для 8 реагирующих компонент).

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00158).

Применение нейросетевых технологий в задачах аэродинамического проектирования и определения характеристик летательных аппаратов

Е.А. Дорофеев
МФТИ, Москва

Ю.Н. Свириденко
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Рассматриваются возможности применения искусственных нейронных сетей для определения аэродинамических характеристик профилей и крыльев пассажирских самолетов. Известно, что прямые нейронные сети без обратных связей (многослойные перцептроны) являются универсальными аппроксиматорами. Согласно теореме Колмогорова, любое нелинейное отображение приближается с заданной точностью подходящей нейронной сетью. В настоящее время нейросетевые технологии широко используются в задачах автоматического управления, прогнозирования временных рядов и различных задачах распознавания образов. В последнее время появились работы, связанные с применением нейронных сетей для решения задач аэродинамики.

В данной работе нейронные сети используются для определения аэродинамических характеристик пассажирских самолетов на крейсерском режиме полета. В качестве примеров рассмотрены задачи определения критического числа Маха, аэродинамического качества, зависимости сопротивления от числа Маха при постоянной подъемной силе. Следует отметить, что эти характеристики являются существенно нелинейными функциями геометрии аэродинамического тела и параметров набегающего потока.

Полученные в работе оценки точности определения аэродинамических характеристик с помощью обученных нейронных сетей показывают возможность использования данного подхода в задачах аэродинамического проектирования. Обученная нейронная сеть требует минимальных вычислительных ресурсов, что позволяет эффективно использовать методы случайного поиска и эволюционные (генетические и т.д.) алгоритмы в задачах проектирования. Для примера расчет одного варианта компоновки крыло + фюзеляж требует на РС РIII-450 около 16 минут CPU, оценка 1000 вариантов с помощью нейронной сети занимает 1.9 секунды. Время обработки одного варианта уменьшается в 500000 раз. При этом в процессе проектирования нейронная сеть позволяет аккумулировать и обрабатывать новую информацию, улучшая точность прогнозирования.

О закритическом течении на треугольном крыле при “ньютоновском” предельном переходе

Г.Н. Дудин, В.Я. Нейланд

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Исследовано симметричное обтекание плоского треугольного крыла на режиме сильного вязко-невязкого взаимодействия пограничного слоя с внешним гиперзвуковым потоком в предположении, что температура крыла мала по сравнению с температурой торможения набегающего потока. Аналитическое исследование проведено при использовании “ньютоновского” предельного перехода, при котором величина показателя адиабаты стремится к единице, а значения чисел Маха и Рейнольдса – к бесконечности. Приведена классификация возможных режимов течения при разных значениях удлинения крыла. Проведено сравнение с результатами численных расчетов.

Установлено, что при показателе адиабаты, стремящемся к единице, реализуются три режима течения в зависимости от значений удлинения крыла. Показано, что при обтекании холодного плоского треугольного крыла с удлинением порядка единицы и показателем адиабаты, стремящемся к единице, в ламинарном пространственном пограничном слое возникают вторичные течения с поперечной компонентой скорости порядка разности величины показателя адиабаты и единицы. В предельном случае установлено, что система уравнений в частных производных, описывающих течение на всем крыле, разделяется, а течение в окрестности плоскости симметрии крыла описывается в нулевом приближении системой обыкновенных

дифференциальных уравнений, которая замыкается при использовании следующих членов разложения. Найдена аналитическая зависимость координаты перехода от закритического режима течения к докритическому в виде двучленного разложения, коэффициенты которого определяются из решения системы обыкновенных дифференциальных уравнений, записанной в автомодельных переменных в области закритического течения для нулевого приближения. При обтекании крыла совершенным газом с числом Прандтля, равным единице, получены численные значения для коэффициентов в разложении для координаты перехода и аналитические выражения для функций течения, явно выражающих зависимость от удлинения крыла.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 01-01-00189).

Информационная модель накопления и кодификации знаний в области летных испытаний авиационной техники

В.Н. Замитов, В.А. Леонов, Б.К. Поплавский
МАИ им. С. Орджоникидзе, Москва

В последние годы усиленно развивается новое направление в проектировании, создании и эксплуатации авиационной техники, основанное на “CALS” технологиях, предусматривающее создание электронного аналога каждого изделия, наличие и накопление знаний о нем в течение всего жизненного цикла. Одним из этапов решения этой задачи является классификация и кодификация знаний в области летных испытаний и исследований летательных аппаратов, систематизация результатов научно-технической деятельности, создание и использование предметно-ориентированных баз знаний в прикладных исследованиях и разработке наукоемкой продукции.

Исследование накопленных знаний в области летных испытаний с применением современных информационных технологий связано с представлением информации в “электронном” виде. Для обеспечения безбумажного обмена информацией и ее использования должны быть созданы методики, требования, стандарты, проведен процесс подготовки кадров.

В работе предложена многоуровневая иерархическая структура кодификации знаний, приведена обобщенная модель цикла испытаний и испытательных работ, описывающая в универсальной форме последовательность и содержание работ для различных жизненных

циклов летательных аппаратов. Рассмотрены основные методические принципы классификации родов (подклассов) и видов испытаний в зависимости от различных факторов, связанных с назначением испытаний, использованием испытательного оборудования, уровнем проведения испытаний, стадиями жизненного цикла летательного аппарата. Предложена единая функциональная матричная модель объекта испытаний цикла испытаний и испытательных работ, описывающая в универсальной форме последовательность и содержание работ для различных жизненных циклов ЛА. введена матрица кодов испытаний ЛА, зависящая от его составных частей и жизненного цикла.

Исследование влияния отказа двигателя на аэродинамические характеристики транспортного самолета с ТВД

Е.М. Золотьюко, А.В. Петров, Ю.Г. Степанов, М.В. Шмаков

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Представлены результаты экспериментальных исследований продольных и боковых аэродинамических характеристик, а также эффективности органов управления модели двухдвигательного транспортного самолета нетрадиционной двухбалочной схемы при отказе двигателя. Испытания проведены в АДТ Т-102 ЦАГИ на модели самолета во взлетной ($\delta_3 = 25^\circ$) и посадочной ($\delta_3 = 50^\circ$) конфигурациях 6-лопастными воздушными винтами (ВВ) одинакового (левого) вращения в диапазонах нагрузки на ометаемую площадь $B = 1 \div 2.8$, углов атаки $\alpha = -6 \div 20^\circ$ и углов скольжения $\beta = \pm 16^\circ$.

Проведен анализ влияния отказа как правого (критического), так и левого двигателя на продольные и боковые аэродинамические характеристики. Показано, что отказ одного из двигателей приводит к уменьшению несущих свойств самолета, увеличению сопротивления, изменению продольной и боковой статической устойчивости и появлению дополнительных моментов рысканья и крена. На основе данных по исследованию эффективности органов управления определены условия балансировки самолета при отказе двигателя. В частности, показано, что при отказе правого (критического) двигателя балансировка момента рысканья может быть обеспечена в ограниченном диапазоне углов скольжения ($\beta \leq -7^\circ$), а эффективность элеронов является достаточной для обеспечения балансировки по крену, как во взлетной, так и посадочной конфигурациях.

**Исследование взаимодействия сдвиговых слоев
со скачками уплотнения применительно к разработке
газодинамических методов организации горения
в сверхзвуковом потоке**

М.А. Иванькин

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Разработка концепции современных многорежимных высокоскоростных прямоточных двигателей на углеводородном топливе требует решения комплекса сложных задач, одной из которых является выбор способа организации горения, который позволит сократить размеры камеры сгорания, даст возможность уменьшения теплонапряженности конструкции и обеспечит горение топливной смеси при пониженных температурах потока. Перспективной с этой точки зрения представляется применение газодинамических методов стабилизация горения, когда в качестве "пилотного" факела – зоны, в которой происходит локальное самовоспламенение и горение топлива, используется пространственная, свободновисящая в сверхзвуковом потоке дозвуковая зона, удаленная от стенок камеры сгорания.

В качестве зон, в которых возможно организовать локальное самовоспламенение и устойчивое горение топлива, рассматриваются локальные дозвуковые зоны, искусственно создаваемые в потоке различными способами.

Представлены результаты модельных экспериментальных исследований зарождения, развития и исчезновения локальных дозвуковых зон, создаваемых в сверхзвуковом потоке в результате интерференции сдвиговых слоев (след за телом, сверхзвуковая струя) со скачками уплотнения различной природы. Определены основные геометрические и газодинамические параметры, влияющие на условия образования, размер и форму локальной дозвуковой зоны, показаны основные типы течений и границы их реализации.

Приведены результаты экспериментальной апробации “пилотных факелов”, представляющих собой локальные дозвуковые зоны нескольких видов.

Исследования выполнены на аэродинамическом стенде ЦАГИ Т-131В с подогревом воздуха в сверхзвуковом потоке, образующемся на выходе из плоских расширяющихся каналов, при следующих параметрах потока: числа Маха $M \approx 2.5 \div 2.6$, температура и давление торможения в воздухоподогревателе $T_t \approx 1200 \div 1500$ К, $P_t \approx 1.97 \div 3$ МПа.

Получено самовоспламенение и устойчивое горение водорода в локальной головной свободновисящей дозвуковой зоне. Зона создавалась в результате интерференции звуковой струи газа (воздух с последующей заменой водородом), с сильным скачком уплотнения. Струя истекала из осесимметричного сопла, расположенного соосно на выходе из плоского канала. Скачок уплотнения создавался незапущенным осесимметричным профилированным телом с протоком, расположенным за плоским каналом.

Получено самовоспламенение и горение водорода в передней дозвуковой зоне, создаваемой при обтекании осесимметричного профилированного тела с протоком, представляющего собой незапущенный диффузор, в центре которого расположена полая игла, выступающая перед срезом диффузора на длину $L = 0.28 \div 1.28D$ (где D – диаметр входа диффузора). Через иглу навстречу потоку осуществляется выдув струи газа.

Показано, что если для длинных игл ($L = 1.28D$) горение происходит только на контактной поверхности головной отрывной зоны за скачком уплотнения, генерируемым иглой, то при длине иглы $L = 0.88D$ происходит самовоспламенение и интенсивное горение водорода во всей головной отрывной зоне, сопровождающееся появлением обширной зоны горения на выходе из тела с протоком. При длине иглы $L = 0.88D$ обнаружен пульсирующий режим горения в головной части зоны горения, вызванный нестационарным характером отрывной зоны на игле.

Показано, что, варьируя длину иглы и расход водорода, выдуваемого навстречу потоку, можно организовать управление горением – осуществить как поджиг “пилотного” факела, так и его гашение.

Получено самовоспламенение и устойчивое горение водорода в свободновисящей дозвуковой зоне, расположенной в следе за осесимметричным профилированным телом с протоком. Струя газа выдувалась через центральное сопло, расположенное в хвостовой части тела с протоком, соосно струе воздуха, проходящей через тело с протоком. Зона возникала при разрушении струи воздуха в результате интерференции со скачком уплотнения в первой бочке нерасчетной струи воздуха, истекающей из тела с протоком. При замещении воздуха, истекающего из сопла, водородом, происходило самовоспламенение и устойчивое горение водорода.

Дан анализ применения различных газодинамических стабилизаторов в задачах управления горением в сверхзвуковом потоке.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00158).

Газодинамические аспекты разработки многорежимного нерегулируемого прямоточного двигателя

М.А. Иванькин, А.Ф. Чевагин

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

На основании имеющихся экспериментальных данных показана возможность разработки нерегулируемого многорежимного прямоточного двигателя, базирующегося на новых газодинамических эффектах (гистерезис запуска нерегулируемых сверхзвуковых диффузоров, стабилизация горения в свободновисящих локальных отрывных зонах).

С использованием полученного в экспериментах гистерезиса запуска сверхзвуковых диффузоров по площади “горла” и числу Маха разработан двухскачковый нерегулируемый воздухозаборник, обеспечивающий достаточно высокие газодинамические характеристики на входе в камеру сгорания ГПВРД в широком диапазоне чисел Маха.

Предложен способ стабилизации горения в сверхзвуковом потоке вдали от элементов камеры сгорания с использованием в качестве “пилотных факелов” свободновисящих локальных отрывных зон, которые образуются при интерференции струй со скачками уплотнения.

Разработана концепция камеры сгорания со стабилизацией горения в свободновисящих локальных отрывных зонах, создаваемых при пилонной подаче топлива.

Рассмотрена возможность экспериментальной отработки двигателя такой схемы на экспериментальном летательном аппарате спускающегося по траектории, близкой к баллистической.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00158).

Исследование физических особенностей обтекания воздухозаборников при больших закритических углах атаки

А.К. Иванюшкин, Е.В. Карпов

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Представлены результаты экспериментального исследования физической картины течения и характеристик воздухозаборника в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 180^\circ$ при дозвуковых числах Маха набегающего потока.

Проведено сопоставление основных физических особенностей течения при больших закритических углах атаки при дозвуковых скоростях и на режиме $M = 0$. Получено, что у воздухозаборника с горизонтальным расположением клина сжатия при углах атаки $\alpha \sim 180^\circ$ ($M < 1$) и на режиме $M = 0$ формируются области отрывного течения как на внутренних поверхностях обечайки и нижней стенки канала, так и на внутренних поверхностях боковых щек. Области возвратного течения образуются вследствие отрыва втекающего воздуха от острых кромок обечайки и щек. При больших углах атаки ($\alpha < 90^\circ$) кромки боковых щек обтекаются безотрывно. На внутренней поверхности клина сжатия и внешней поверхности обечайки наблюдаются линии раздела втекающей струи и внешнего потока, являющиеся совокупностями критических точек.

Выявлены закономерности изменения характеристик воздухозаборников в широком диапазоне углов атаки до $\alpha \approx 180^\circ$ для различных компоновок воздухозаборника на самолете. Получены экспериментальные данные о положительном влиянии механизации входа в виде отклоняемой обечайки и окна со створкой на течение и характеристики воздухозаборника.

Вычислительные эксперименты в задачах оптимизации формы крыловых профилей с ограничением на максимум скорости в бесконечном потоке и над экраном

А.Н. Ихсанова

НИИММ им. Н.Г. Чеботарева КазГУ, Казань

Один из известных подходов к решению плоских задач оптимального аэродинамического проектирования базируется на теории вариационных обратных краевых задач аэрогидродинамики (см., например, [1]). К настоящему времени в рамках этого подхода решен целый ряд оптимизационных задач (см. [2]). Одной из них является задача нахождения в плоско-параллельном потоке идеальной несжимаемой жидкости с фиксированной скоростью на бесконечности формы профиля с гладким (за исключением, возможно, задней кромки) и непроницаемым контуром, максимизирующего коэффициент подъемной силы при ограничении на максимальное значение скорости на контуре. Теоретическое исследование этой задачи проведено в [3], а ее обобщением является задача оптимизации формы профиля над экраном [4]. Наличие неизвестной границы и нелинейность целевого функционала и ограничений существенно усложняют

исследование задач и приводят к необходимости применения численных методов и проведения вычислительных экспериментов. Численная реализация решений была осуществлена двумя способами: в программном пакете MATLAB с помощью метода штрафных функций и в программном пакете Fortran PowerStation 4.0 с использованием метода Каруша–Куна–Такера (например, [5]).

Проведены вычислительные эксперименты и сравнения результатов, полученных различными методами, построены формы оптимизированных профилей.

Выражаю глубокую признательность А.М. Елизарову и Д.А. Фокину за оказанную помощь в работе.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 02-01-00171).

Литература

1. *Елизаров А.М.* Вариационные обратные краевые задачи и их приложения // Труды Математического центра им. Н.И. Лобачевского. Т.3. Краевые задачи и их приложения. – Казань: УНИИРЕСС, 1999. – с. 26-43.
2. *Елизаров А.М., Ильинский Н.Б., Поташев А.В.* Обратные краевые задачи аэрогидродинамики. – М.: Наука, 1994. – 440 с.
3. *Елизаров А.М., Фокин Д.А.* Вариационные обратные краевые задачи аэрогидродинамики // Докл. АН России. – 2001. – Т. 377. – №. 6. – с. 1-6.
4. *Елизаров А.М., Ихсанова А.Н., Фокин Д.А.* Численная оптимизация формы крыла экраноплана методами вариационных обратных краевых задач // Обзорение прикладной и промышленной математики. т. 8. – М.: Научное издательство “ТВП”, 2001. – с. 165-167.
5. *Peresini A.L.* The Mathematics of Nonlinear Programming. – Springer-Verlag, 1988. – 273 p.

Роль продольных локализованных структур в процессе перехода к турбулентности в пограничных слоях и струях

В.В. Козлов
ИТПМ СО РАН, Новосибирск

Представлены результаты анализа особенностей ламинарно-турбулентного перехода в различных сдвиговых течениях при дозвуковых скоростях, вызванных продольными локализованными стационарными и нестационарными структурами. Рассмотрен один из механизмов турбулизации течений, обусловленный возникновением

и развитием вторичных высокочастотных возмущений в областях неустойчивости течения, создаваемых его модуляцией продольными структурами. Показано, что этот процесс одинаков как в различных видах сдвиговых течений (пограничный слой, струя), так и в течениях типа продольных локализованных структур (стационарных и нестационарных).

Высокоскоростные ПВРД в разработках Тураевского МКБ “Союз”

Г.В. Комиссаров, Б.П. Лысенко, А.Г. Суетин, А.М. Терешин
ТМКБ “Союз”, Лыткарино

При проектировании любых летательных аппаратов на заданный диапазон их применения по скоростям и высотам полета важно априорно оценивать характеристики предполагаемых к использованию двигателей. Заявляемые характеристики двигателей далее экспериментально проверяются на наземных стендах и в натурных условиях. В большой степени это относится к двигателям современных и перспективных летательных аппаратов, используемых в широком диапазоне сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростей полета в атмосфере Земли.

В работе представлены некоторые результаты проведенных в ТМКБ “Союз” разработок сверхзвуковых и гиперзвуковых ПВРД для высокоскоростных летательных аппаратов.

На базе концепции сверхзвуковой ракеты Х-31 получено, что многоканальное воздухозаборное устройство, обслуживающее один ПВРД, обладает существенно отличительными характеристиками по сравнению с традиционными одноканальными. Расчетные оценки и экспериментальные исследования позволили в первую очередь определить значительное влияние корпуса летательного аппарата на внутренние характеристики воздухозаборного устройства и, как следствие, на характеристики всего двигателя.

Применительно к перспективным разработкам в последнее время в ТМКБ “Союз” проводятся исследования гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД). Рассматриваются ГПВРД плоской конфигурации, как наиболее интегрируемые с корпусом летательного аппарата. ГПВРД исследуются на разных видах топлива для летательных аппаратов различного назначения. Основными результатами наземных экспериментов в аэродинамических трубах ЦАГИ, ЦИАМ, МАИ для исследованных чисел $M = 5 \div 6.2$ явились:

- реализация устойчивого рабочего процесса в ГПВРД со сверхзвуковым горением в камере сгорания ($M_{\text{кс}} = 1.1 \div 1.2$);
- доведение полноты сгорания до величины $\eta = 0.95$ при оптимальных вариантах концепций проточной части ГПВРД;
- сохранение целостности основных элементов ГПВРД на всех исследованных режимах.

Дальнейшее исследование ГПВРД и сопутствующих задач в ТМКБ “Союз” планируется на гиперзвуковых летающих лабораториях, которые позволят обеспечить полное моделирование всех условий комплексного воздействия на двигатель аэродинамических и тепловых нагрузок на режимах с числами M более $6 \div 8$. Для этих целей предполагается использование концепций лабораторий на базе воздушного старта с применением в качестве разгонных и маршевых ступеней известных и отработанных на практике высокоскоростных ракет.

В ТМКБ “Союз” проводятся перспективные исследования по созданию ГПВРД с детонационным горением. Предложена принципиальная схема двигателя, у которого, возможно, полностью решены основные вопросы реализации детонационного горения, среди которых – создание гомогенной смеси перед фронтом детонации, стабилизация детонационной волны, исключение горения в пограничном слое.

Численные исследования обтекания сверхзвуковым потоком подветренной стороны дельта-крыла

Т.А. Коротаева, А.П. Шашкин
ИТПМ СО РАН, Новосибирск

Рассматривается обтекание дельта-крыла потоком газа при числе Маха 2, под углом атаки 20° . При обтекании дельта-крыла наблюдается сложная картина потока на подветренной стороне. Здесь формируются продольные вихревые структуры, висячие скачки уплотнения, волны разрежения. Сложная структура потока на подветренной стороне дельта-крыла может быть также нестационарной. До сих пор открытым остается вопрос о возможности численного моделирования указанных процессов в рамках уравнений Эйлера.

В настоящей работе показано, что задание вихревой поверхности вместо использования обычного условия непротекания на твердой стенке позволяет получить численные результаты, адекватно описывающие реальные физические процессы.

В работе представлены результаты численного моделирования обтекания подветренной стороны дельта-крыла потоком под большим углом атаки. Проводится сопоставление результатов расчета с данными экспериментов. Исследуется влияние скругления кромки на характер обтекания дельта-крыла. Обсуждаются условия нестационарности потока на подветренной стороне крыла.

Применение спектров высокого порядка для изучения нелинейных стадий перехода в сверхзвуковом пограничном слое

А.Д. Косинов, А.И. Семисынов
ИТПМ СО РАН, Новосибирск

Исследования ламинарно-турбулентного перехода при сверхзвуковых скоростях обычно проводятся в условиях контролируемых и естественных пульсаций. Экспериментальные исследования устойчивости сдвиговых течений с помощью контролируемых возмущений позволяют сравнить получаемые данные с теоретическими расчетами и развивать теоретические модели. Однако используемые в контролируемых экспериментах методы осреднения могут быть применены для относительно небольших амплитуд возмущений. Для изучения поздних стадий ламинарно-турбулентного перехода необходимо использовать совместный подход, параллельно проводя исследования развития естественных и контролируемых возмущений. В этом случае для выявления характера нелинейного взаимодействия естественных возмущений используют спектральный анализ высокого порядка, а в контролируемых экспериментах моделируют механизмы этого нелинейного взаимодействия. При использовании биспектрального анализа выделяется квадратичная нелинейность, а с помощью триспектрального анализа можно выделить кубическую нелинейность. В случае сверхзвукового пограничного слоя этот метод никогда не применялся. Мотивацией использования этого метода при исследовании поздних стадий ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое является отсутствие теоретических моделей нелинейного взаимодействия волн и необходимостью обоснования постановки экспериментов с контролируемыми возмущениями.

Основная задача исследований ламинарно-турбулентного перехода – теоретическое описание и предсказание положения перехода. Пока этого нет. По-видимому, это трудно сделать в рамках теории

устойчивости без привлечения статистического подхода. К сожалению, нет детальных экспериментальных исследований естественного перехода с анализом статистических характеристик возмущений. Этому посвящена данная работа.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00828).

Проблемы и результаты расчетных исследований аэрогазодинамики схематизированных летательных аппаратов сложной формы и их элементов

А.П. Косых

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

В работе рассматриваются вопросы численного моделирования течений около аэродинамических компоновок идеализированных ЛА с помощью пакетов прикладных программ “АРГОЛА” и “АРГОЛА-2”, разработанных в ЦАГИ. В основу ППП “АРГОЛА” были положены широко известные подходы: метод Бабенко–Воскресенского, нестационарный метод Годунова и стационарный аналог Иванова–Крайко, метод Мак–Кормака и их модификации. В этом программном комплексе полагается, что при сверхзвуковых числах M_∞ головная ударная волна рассчитывается, как поверхность разрыва. В новой универсальной программной системе “АРГОЛА-2” аэродинамического расчета за основу взят нестационарный метод Годунова–Колгана сквозного счета, многозонная технология разбиения расчетной области на подобласти и принцип установления по времени ($t \rightarrow \infty$).

Моделирование обтекания и определение аэродинамических характеристик ЛА проводилось в рамках уравнений Эйлера с введением поправок на учет теплофизических свойств газа и учетом эффектов вязкости. Расчетные исследования охватывали летательные аппараты различных типов от близких к орбитальным самолетам до перспективных ЛА интегральной компоновки.

При больших углах атаки и больших сверхзвуковых скоростях в расчетах учитывалось влияние не моделируемых в трубах реальных факторов (равновесных термодинамических свойств воздуха). При этом наряду с расчетами полей течений определялись расчетные поправки на эффекты реальности газа к аэродинамическим коэффициентам C_x , C_y , m_z , что позволяло с приемлемой для практических

приложений точностью спрогнозировать изменение аэродинамических сил и моментов в полете.

Для обеспечения оптимальных аэродинамических характеристик летательных аппаратов интегральной компоновки необходимо детальное изучение формирующихся около них течений. В работе представлены некоторые результаты исследования влияния затупления, высокоэнтропийного слоя и других факторов на внешнее течение у нижней поверхности ЛА, а также на особенности течения в профилированном канале.

Универсальные свойства аэродинамических характеристик при гиперзвуковых скоростях

А.В. Красильников
ЦНИИМаш, Королев

В рамках теории локальности получены универсальные (не зависящие от формы тела) аналитические зависимости аэродинамических характеристик от углов атаки и скольжения. Для тел с осевой симметрией показано, что коэффициенты аэродинамических сил и качества зависят только от двух параметров: лобового сопротивления при нулевом угле атаки и отношения проекции наветренной поверхности тела на продольную ось к характерной площади. Обнаружено, что коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы при определенных углах атаки имеют одинаковые значения для произвольных симметричных тел. Выведены простые универсальные формулы для определения максимального аэродинамического качества тел малого сопротивления. Теоретические выводы подтверждены экспериментальными данными.

Сопла самолетов XXI века. Достижения и проблемы

Г.Н. Лаврухин
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

В работе обобщен опыт отечественного и мирового авиадвигателестроения по вопросам интеграции выходных устройств самолетов различного назначения.

Рассмотрены общие свойства и особенности реактивных сопел ЛА различных типов. Показаны роль численных методов и экспериментальных исследований в разработке реактивных сопел.

Дано сравнение эффективности выходных устройств основных типов и схем: осесимметричных, плоских, трехмерных, сопел эжекторного типа с непрерывным контуром, сопел с центральным телом, а также реактивных сопел нетрадиционных схем. Рассмотрены особенности и общие закономерности отрывных явлений во внутренних течениях и внешнем обтекании. Сформулированы основные принципы минимизации потерь тяги сопел в компоновках с учетом внутреннего, внешнего и донного сопротивления.

Рассмотрены решенные и нерешенные проблемы в области внутренней газодинамики и внешней аэродинамики реактивных сопел.

Особое внимание уделено основным направлениям исследований при разработке реактивных сопел силовых установок летательных аппаратов XXI века.

Исследование высокоскоростных течений с помощью термоанемометра

В.А. Лебига

ИТПМ СО РАН, Новосибирск

Термоанемометрический метод исследования нестационарных процессов в сжимаемых течениях является одним из наиболее информативных, доступных и универсальных. В то же время, в результате измерений с помощью термоанемометра непосредственно можно определить интенсивности пульсаций массового расхода и температуры торможения, а также корреляцию между ними, но интерес, как правило, представляют пульсации параметров потока, представленные в уравнениях движения – скорости, температуры, давления и т.д.

Рассмотрена проблема интерпретации результатов термоанемометрических измерений пульсаций в сжимаемых потоках с применением метода диаграмм пульсаций. Определены и проанализированы их особенности при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях потока для разных мод возмущений. Установлен универсальный параметр диаграммы пульсаций, однозначно определяющий не только тип пульсаций (вихревых, энтропийных, акустических), но и некоторые свойства как распространяющихся в потоке ориентированных звуковых волн (включая волны Маха), так и характеристики диффузного акустического поля.

Приведены примеры анализа структуры пульсаций в разных сжимаемых течениях. В сверхзвуковых потоках показаны возможности определения особенностей распространения как возникающих в

сверхзвуковых аэродинамических трубах естественных возмущений, так и искусственно создаваемых пульсаций. Обсуждаются проблемы и даны примеры измерения пульсаций для сдвиговых течений, в особенности для сжимаемого слоя смешения. В трансзвуковом потоке выполнены исследования акустических пульсаций для локализованных (отдельные отверстия, уступы, щели, струи) и распределенных источников возмущений (перфорация, пограничный слой).

Исследование нестационарных сверхзвуковых течений с интенсивным вдувом

И.И. Липатов

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Численно исследованы сверхзвуковые течения с распределенным интенсивным интенсивным вдувом. Известно, что при превышении некоторой критической скорости вдува возникает структура течения похожая на отрыв пограничного слоя. Это явление отличается от обычного отрыва тем, что поверхностное трение хотя и близко к нулю, но при этом остается положительным. Отрыв пограничного слоя, вызванный вдувом называется отсоединением пограничного слоя. При этом влияние вязкости оказывается существенным в относительно тонком слое смешения между набегающим потоком и вдуваемым газом. Отличие от ранее проводившихся исследований состоит в том, что анализируются нестационарные режимы течений. Предполагается, что нестационарность обусловлена зависящим от времени распределением вдува или зависящим от времени донным давлением. Задачи такого типа возникают при практическом использовании вдува, как средства теплозащиты или естественным образом в результате абляции или уноса материала поверхности под воздействием высоких температур. В данном случае предполагается, что распределение интенсивного вдува задано, вместе с тем рассматриваемая модель может быть использована и для исследования сопряженных задач.

В работе получены численные решения для поля скоростей в области вдуваемого газа, распределения толщины слоя и давления на поверхности, а также суммарные аэродинамические характеристики. Показано, что интенсивный нестационарный вдув может приводить к существенному изменению суммарных аэродинамических характеристик обтекаемого тела из-за передачи возмущений вверх по потоку.

Исследование проблем горения жидкого углеводородного топлива в каналах

Е.В. Пиотрович, В.Н. Серманов, В.Н. Острась, О.В. Волощенко,
С.А. Зосимов, А.Ф. Чевагин, В.В. Власенко, Е.А. Мещеряков
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Рассмотрен широкий круг вопросов по организации горения жидкого углеводородного топлива в каналах. Показана эффективность применения предварительной подготовки жидкого углеводородного топлива перед его подачей в камеру сгорания. Исследованы и выбраны оптимальные типы инжекторов, обеспечивающих тонкий распыл и равномерную подачу топлива по сечению канала. Проведены экспериментальные исследования и показана возможность горения жидкого углеводородного топлива в модуле двухрежимного прямоточного ВРД при свободном обдуве на режимах дозвукового и сверхзвукового горения. Разработаны методики численного расчета процесса горения в ступенчатой камере, в том числе с учетом кинетики жидкого углеводородного топлива (2D-NS). Проведенные первые расчеты качественно согласуются с экспериментальными данными.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00157).

Экспериментальные исследования влияния числа Re на положение центра давления оживальноцилиндрического тела с кормовой конической “юбкой” при $M_\infty = 4\div 9$

В.И. Пляшечник
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

При формировании облика многих сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов (ЛА) нередко используются конические и цилиндрические участки поверхности. Место стыка этих участков, т.е. излом образующей контура, располагается, как правило, или в передней части ЛА (например, переход конической носовой части в цилиндрический корпус), или в задней (например, переход цилиндрического участка корпуса в коническую кормовую “юбку”).

Степень влияния излома образующей контура на аэродинамические характеристики аппарата при больших скоростях полета, при прочих равных условиях, в значительной мере зависит от значения чисел Маха и Рейнольдса. Это влияние обусловлено различным

характером обтекания места излома и проявляется в наибольшей степени на положении центра давления ЛА и его сопротивлении набегающему потоку.

Обычно при проведении испытаний в аэродинамической трубе число M_∞ соответствует натурному значению, а число Re не соответствует и выбирается исходя из возможностей конкретной аэродинамической трубы. Нередко такого рода несоответствие условий эксперимента и реального полета приводит к расхождению экспериментальных и летных данных. Поэтому для понимания природы и степени этих расхождений необходимо иметь экспериментальные данные, полученные в максимально широком диапазоне изменения числа Re .

В работе представлены результаты весовых и оптических испытаний модели оживальноцилиндрического тела вращения с кормовой конической “юбкой” ($\Theta_{ю} = 6.5^\circ$) в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-121. Экспериментальные исследования проводились в диапазоне углов атаки $\alpha = -4^\circ \div 10^\circ$ и на режимах, соответствующих числам $M_\infty \approx 4.0, 5.0, 6.0, 7.0, 8.0, 9.0$. Числа Re_x , определенные по параметрам невозмущенного потока и характерному линейному размеру x , характеризующему расстояние от носка модели до места излома образующей, варьировались в возможных пределах при всех исследованных значениях числа M_∞ . В конечном итоге число Re изменялись в процессе испытаний от $Re_x = 0.9 \cdot 10^6$ ($M_\infty = 4.96$) до $Re_x = 8.6 \cdot 10^6$ ($M_\infty = 4.06$).

В работе приведены фотографии спектров обтекания района излома образующей контура, демонстрирующие различный характер обтекания этого участка модели при разном состоянии пограничного слоя. Показано, что это приводит к существенному изменению положения центра давления модели в районе малых углов атаки ($\alpha = 0 \div 4^\circ$). В частности, при $M_\infty = 4$ перемещение центра давления составляет около 20% длины модели и практически не зависит от удлинения оживальной носовой части в диапазоне $\lambda_{нч} = 0.5 \div 3.0$.

В работе сделано предположение о том, что при испытаниях на гиперзвуковых режимах обтекания моделей ЛА, имеющих излом образующей контура, когда моделирование натуральных условий одновременно и по числу M_∞ , и по числу Re невозможно, для точного определения положения центра давления целесообразно пользоваться комплексным параметром подобия $M_\infty / \sqrt{Re}$.

Прогнозирование характеристик штопора легких самолетов на основе моделирования режимов штопорного вращения в горизонтальной аэродинамической трубе

Н.П. Сохи

СибНИА им. С.А. Чаплыгина, Новосибирск

Хорошо известно, что высокое качество подготовки летно-технического персонала ВВС и гражданской авиации недостижимо без применения специализированных средств обучения, поддержания летных навыков и повышения квалификации пилотов. Для решения этой задачи в ОКБ Сухого разрабатывается учебно-тренировочный самолет Су-49. Хотя новая машина является развитием спортивного самолета Су-26, требования, предъявляемые к характеристикам штопора, для спортивных и учебно-тренировочных самолетов все же существенно различны. Поэтому своевременное прогнозирование режимов штопора может заметно уменьшить стоимость разработки и, что не менее важно, чрезвычайно актуально для повышения безопасности полетов.

В настоящее время наиболее популярными методами прогнозирования характеристик штопора являются следующие:

- испытания динамически подобных моделей в свободном полете;
- испытания в вертикальных аэродинамических трубах;
- расчетные методы исследования штопора.

Воспроизведение штопора на динамически подобных моделях в свободном полете или в вертикальных аэродинамических трубах до сих пор остается нетривиальной задачей, требующей особого мастерства и даже искусства. Исследования штопора расчетными методами невозможны без большого объема экспериментальным данным, получаемых путем испытаний моделей на обычных весах и различных динамических стендах. Все это сдерживает широкое применение традиционных методов на этапе выбора проектных параметров нового самолета. В результате характеристики штопора готового ЛА могут оказаться неприемлемыми, что неизбежно увеличивает затраты на доводку компоновки.

В отделении аэродинамики СибНИА разработан простой метод экспериментальной оценки характеристик штопора с помощью динамически подобной модели самолета, свободно вращающейся с тремя степенями свободы вокруг неподвижного центра тяжести в потоке обычной горизонтальной аэродинамической трубы. Обоснованием

такого эксперимента является предположение о незначительном влиянии радиуса штопора на аэродинамические характеристики. Высокая воспроизводимость результатов, упрощение технологии эксперимента и значительное снижение затрат позволяют использовать данный метод на этапе проектирования нового самолета.

В работе рассмотрены методика и особенности постановки штопорного эксперимента в горизонтальной аэродинамической трубе, дано краткое описание разработанного оборудования, технологии эксперимента. По результатам испытаний моделей самолетов Су-26 и Су-49 в аэродинамической трубе Т-203 СибНИА сделан прогноз характеристик штопора и разработаны рекомендации по применению наиболее эффективных способов выхода из него. Достоверность полученных результатов продемонстрирована как путем сопоставления с данными традиционных методов, так и на основе приближенной оценки радиуса штопора. Показано, что поправки на вращение с ненулевым радиусом в большинстве случаев не должны быть велики. Наибольших отличий следует ожидать для режимов крутого штопора с малой интенсивностью вращения. Применение рассматриваемого метода также позволяет рациональней подойти к планированию экспериментов в вертикальной аэродинамической трубе и/или на свободнолетающей модели, сосредоточившись на тех режимах штопора, для которых влияние нулевого радиуса наиболее существенно.

Моделирование взаимодействия ударной волны с пылевым слоем, расположенным на твердой поверхности

Н.Н. Федорова, И.А. Федорченко
ИТПМ СО РАН, Новосибирск

Методами математического моделирования исследована нестационарная картина взаимодействия нормальной к поверхности ударной волны (УВ), движущейся с постоянной скоростью вдоль слоя мелких частиц, лежащих на твердой поверхности. Исследован процесс образования пылевзвеси за проходящими УВ различной интенсивности. Расчеты выполнены как в рамках модели вязкого теплопроводного газа с идеальным уравнением состояния, когда слой частиц моделируется слоем более холодного и, следовательно, более плотного газа, так и в рамках простейшей односкоростной однотемпературной модели гетерогенных сред с учетом и без учета турбулентности газовой и дисперсной фаз.

Показано, что на начальной стадии взаимодействия в плотном слое происходит значительное усиление интенсивности и искривление фронта УВ, причем коэффициент усиления и угол между УВ и поверхностью в плотном слое не зависят от интенсивности волны, а определяются только степенью загрузки слоя. Искривленная внутри пылевого слоя УВ отражается от подложки, причем в зависимости от интенсивности УВ и начальной загрузки потока может реализоваться как регулярное, так и нерегулярное (маховское) отражение.

В случае регулярной конфигурации на достаточно большом расстоянии от фронта УВ внутри струи наблюдаются волны сжатия и разрежения, отражающиеся попеременно от твердой поверхности и внешней границы струи, что согласуется с волновой картиной течения, предложенной в [1] на основе экспериментальных исследований. Под действием внутренних волн происходит перераспределение концентрации частиц внутри слоя. Наибольшая плотность частиц наблюдается на стенке, при этом имеются выраженные максимумы в тех областях, куда падают волны сжатия.

При нерегулярном отражении, реализующемся при небольших значениях концентрации частиц, из тройной точки маховской конфигурации исходит дополнительная контактная поверхность, существенно переставляющая волновую картину и распределение частиц. Контактная поверхность при удалении от фронта УВ размывается и превращается в струйку, формирующую плотное ядро потока с пятнами повышенной плотности. Наличие дополнительной внутренней контактной поверхности, на которой происходит отражение и преломление внутренних волн, с одной стороны, ослабляет их интенсивность, а с другой стороны, приводит к развитию неустойчивости внешней границы струи и образованию слоя смешения между чистым и запыленным газом.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00891) и МНТЦ (проект № 612-Б).

Литература

1. *Борисов А.А., Любимов А.В., Когарко С.М., Козенко В.П.* О неустойчивости поверхности сыпучей среды при скольжении по ней ударных и детонационных волн // *ФГВ.* 1967. т. 3, No. 1. с. 149-151.

Систематизация и анализ измерений фонового шума и его влияние на переход в больших АДТ

А.Д. Хонькин, А.Ф. Киселев, П.П. Воротников
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Исследование проблем развития возмущений в пограничных слоях, перехода и ламиниризации обтекания ЛА при трансзвуковых и сверхзвуковых скоростях в АДТ возможно лишь в условиях, когда интенсивность фонового шума в РЧ трубы мала и не вызывает преждевременного перехода.

За рубежом были выполнены обширные летные и трубные исследования ламинарно-турбулентного перехода на модели десятиградусного конуса совместно с измерениями фонового шума и продемонстрировано большое влияние шума на переход. Сравнение данных летного и трубного эксперимента показало, что в имеющихся АДТ уровни шума значительно выше, а числа Re перехода заметно ниже, чем в полете. Только в некоторых АДТ и лишь при некоторых значениях параметров набегающего потока (единичные числа Re , некоторые числа M) удастся получить экспериментальные точки, попадающие на границу или немного вглубь области, ограниченной огибающей для экспериментальных точек летного эксперимента.

Для больших АДТ НИО-2 ЦАГИ (Т-109, Т-128 и Т-116) имеются только разрозненные экспериментальные данные по переходу и фоновому шуму.

В Т-109 в стандартной РЧ уровни шума чрезвычайно велики, наблюдаются интенсивные (до 150 дБ) низкочастотные дискретные составляющие и широкополосный максимум на частотах $1800 \div 2000$ Гц. Закрытие боковой перфорации и экранирование горизонтальной перфорации сетчатыми панелями позволило уничтожить дискретные составляющие и широкополосный максимум и значительно снизить суммарный уровень фонового шума при трансзвуковых скоростях. Исследование спектров пульсаций давления при сверхзвуковых скоростях ($M < 1.6$) показало, что с ростом числа M также происходит снижение фонового шума.

В Т-128 спектры пульсаций давления на стенке рабочей части измерялись в присутствии модели крыла. Приведенные данные показывают наличие интенсивных дискретных низкочастотных составляющих при суммарном уровне фонового шума около 140 дБ. Можно надеяться, что посредством управления перфорацией можно убрать дискретные составляющие и снизить суммарную интенсивность фонового шума.

В Т-116 были выполнены исследования перехода на моделях конусов и прямого крыла. При некоторых режимах ($Re_1 = 17 \div 30 \times 10^6$, $M = 3.5 \div 4.0$) достигнуты высокие значения чисел Re перехода. Согласно оценкам по эмпирической зависимости числа Re перехода от фонового шума, на этих режимах Т-116 сопоставима по качеству потока с лучшими зарубежными АДТ. Этот вывод подтверждается также данными исследования влияния охлаждения поверхности на переход, выполненными в этой АДТ (М.А. Алексеев, В.А. Кузьминский, Н.Ф. Рагулин, Ю.Г. Швалев).

Предлагаются мероприятия по снижению уровня фонового шума в АДТ и концепции создания малозвучных АДТ.

**Исследование зон слышимости звукового удара
в температурно-неоднородной атмосфере с ветром
и влияние компоновки сверхзвукового административного
самолета на интенсивность звукового удара**

А.Д. Хонькин, В.В. Коваленко, Л.Г. Ивантеева
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Под траекторией полета сверхзвукового ЛА на земле образуется область воздействия звукового удара, ширину которой можно рассчитать по аналитической формуле, в которую входят число M и высота полета. При числах $M < 1.153$ происходит отсечка ЗУ, т.е. ударная волна не достигает поверхности земли. Если в температурно-неоднородной атмосфере без ветра температура воздуха над траекторией полета превысит температуру воздуха под траекторией полета, то наряду с основной зоной слышимости будут возникать вторичные зоны слышимости вследствие преломления и инверсии хода звуковых лучей в верхней атмосфере, после которой они попадают на поверхность земли. При наличии ветра в верхней атмосфере вторичные зоны могут возникать даже в отсутствии температурной инверсии. Получены аналитические условия возникновения вторичных зон слышимости ЗУ, обусловленного влиянием температурной неоднородности атмосферы и ветра. Приведены примеры расчета первичных и вторичных зон слышимости ЗУ от СПС в крейсерском режиме и в режиме перехода от сверхзвукового полета к дозвуковому.

Изучено влияние компоновки сверхзвукового административного самолета на интенсивность ЗУ. Интенсивность ЗУ от самолета нормальной схемы массой 50 тонн составляет около 75 Па, если все возмущения от элементов ЛА суммируются, образуя N-волну.

Снижение интенсивности ЗУ может быть достигнуто за счет перераспределения возмущений от элементов ЛА. Так, смещение крыла к концу корпуса в комбинации с некоторыми другими изменениями геометрии компоновки (введение угла V-образности, заклинение гондол двигателей и др.) позволяет предотвратить схлопывание эпюры ЗУ в единую N-волну и существенно уменьшить максимальное избыточное давление в головной ударной волне. Для некоторых компоновок ЛА массой 50 тонн интенсивность ЗУ снижается до уровня менее 50 Па без ухудшения аэродинамического совершенства по сравнению с базовой компоновкой.

При заданной форме ЛА интенсивность ЗУ определяется в основном его массой и снижается приблизительно на 10 Па при уменьшении массы на 10 тонн. Число М крейсерского полета оказывает незначительное влияние на интенсивность ЗУ ($2 \div 5$ Па в диапазоне $1.2 < M < 2.0$). Вследствие диссипации возмущений за счет влияния вязкости и теплопроводности происходит сглаживание острых пиков в волне ЗУ и уменьшение интенсивности на $5 \div 10$ Па. Однако, вследствие влияния турбулентности в приземном слое атмосферы толщиной около 300 м, интенсивность ЗУ на поверхности земли подвержена случайным колебаниям и в ряде случаев может значительно превышать значения, рассчитанные по классической теории ЗУ без учета влияния этих факторов. Получены статистические распределения вероятностей амплитуд ЗУ, параметры которых связываются с характеристиками турбулентности атмосферы.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00410).

Устойчивость движения хорошо обтекаемого тела в условиях интенсивной абляции носка

С.В. Чернов

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Устойчивость движения тела в свободном полете обычно обеспечивается тем, что его центр давления (фокус), т.е. точка, к которой приложены аэродинамические силы, на всех режимах полета остается расположенной позади центра масс. При движении с большими скоростями при сильной абляции геометрическая форма тела может значительно изменяться, благодаря чему появляется дополнительный фактор, влияющий на взаимное расположение центра масс и

центра давления, как правило, в сторону уменьшения запаса устойчивости. В работе исследуется влияние запаса продольной и боковой статической устойчивости, а также аэродинамической закрутки на степень рассеивания траекторий летящих тел. Изменение формы тела рассчитывается с использованием оригинальной полуэмпирической параметрической модели. Аэродинамический расчет производится с использованием инженерных методик. Исследуется также эффект слабой асимметрии тела на устойчивость движения.

Некоторые задачи оптимизации формы тела, подвергающегося интенсивной абляции в полете

С.В. Чернов, О.Л. Чернова
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Движение тел в газах с очень большими сверхзвуковыми скоростями сопровождается интенсивным аэродинамическим нагреванием обтекаемой поверхности и ее термохимическим и/или термомеханическим разрушением. В работе используется полуэмпирическая модель расчета изменения формы носовой части тела большого удлинения в процессе обгара.

Рассматриваются задачи определения начальных параметров движения и формы тела, обеспечивающих минимальную потерю скорости с учетом изменения массы и аэродинамических характеристик тела за счет обгара.

Форма образующей носка задается в виде ряда с неизвестными коэффициентами, а значения целевой функции в зависимости от выбора этих коэффициентов вычисляются путем численного интегрирования уравнений движения, что сводит задачу к поиску экстремума функции многих переменных.

Оптимальные формы найдены для ряда начальных скоростей и начальных масс метаемых тел. При большой начальной массе и/или умеренной скорости полета, когда прирост площади затупления носка мал, оптимальные формы близки к таковым в отсутствие обгара (например, к оживалу Кармана) и имеют выпуклую образующую. С уменьшением массы и размеров тел, а также с увеличением интенсивности обгара преобладающим становится требование замедления прироста площади затупления, что приводит к дополнительному сужению тела около носка, вплоть до появления иглоподобного носового участка с вогнутой образующей.

Экспериментальное исследование учебного самолета с крылом обратной стреловидности

А.К. Шакуров
ОКБ Сухого, Москва

На этапе формирования облика перспективного самолета обычно рассматривается ряд схем, отличающихся разнообразием форм крыла, взаимным расположением несущих поверхностей. Необходимо иметь возможность достаточно быстро получать предварительное, оценочное представление об аэродинамических характеристиках каждой из схем, с тем, чтобы можно было судить о направлении дальнейших исследований. Ускорить получение этих характеристик можно путем использования моделей малых размеров, изготовление которых не связано с большими трудозатратами. Исследуемая модель учебно-тренировочного самолета была выполнена исходя из этих соображений. Ее характерная площадь почти на порядок меньше площади моделей, которые обычно испытываются в аэродинамической трубе Т-103 ЦАГИ. Тем не менее, для данной модели с высококонесущим крылом обратной стреловидности и тремя наплывами в этой трубе были получены аэродинамические характеристики и спектры ее обтекания, позволяющие прогнозировать перспективность рассматриваемых вариантов данной компоновки и выявить ряд ее характерных особенностей.

В частности, исследования показали, что: при увеличении скорости набегающего потока (с $V = 30$ м/с до 60 м/с) существенно увеличивается подъемная сила модели в диапазоне углов атаки $\alpha = 10^\circ \div 18^\circ$ и при углах атаки $\alpha \geq 24^\circ$, а также наблюдается гистерезис в протекании аэродинамических характеристик в области углов атаки $\alpha = 10^\circ \div 18^\circ$; установка на модель наплыва, имеющего наибольший размах, существенно увеличивает несущие свойства модели в диапазоне углов атаки $\alpha = 16^\circ \div 24^\circ$.

Результаты испытаний модели позволяют прогнозировать достаточно высокие несущие свойства компоновки без применения механизации крыла, сохранение эффективности элеронов и демпфирующих свойств до больших углов атаки, что благоприятно должно отразиться на безопасности полета и стоимости учебно-тренировочного самолета.

Динамика падения тонкого тела в струю

В.И. Шалаев, А.В. Федоров

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Н. Малмус

Rockwell Science Center, Thousand Oaks, USA

С помощью асимптотических и численных методов исследована задача падения тонкого тела из покоящегося воздуха в струю [1]. Движение подразделяется на три стадии: вначале тело падает в неподвижном газе, затем пересекает слой смешения на границе струи и далее двигается в набегающем потоке. В главном приближении течение описывается теорией тонкого тела, а граница струи аппроксимируется свободной вихревой поверхностью нулевого потенциала. Для внутренней асимптотической области получены аналитические решения уравнений течения и выведены явные выражения для подъемной силы и вращающего момента во всех стадиях движения. В первой и во второй стадиях получены приближенные интегралы уравнений движения для двух степеней свободы – вертикальной координаты центра тяжести и угла атаки. Это позволило явно исследовать механику падения и определить основные параметры, управляющие движением. В первой стадии изменение параметров движения во времени описывается параболическими законами. В третьей стадии движение тела состоит из двух компонент: эволюции координаты центра тяжести и угла атаки в среднем по параболическим законам и экспоненциального дрейфа или растущих, нейтральных или затухающих колебаний относительно средних положений. Скорость дрейфа и частота колебаний, а также скорость модуляции амплитуды зависят от физических характеристик тела и скорости потока. В общем случае двумерная динамика падения тела изучена на основе численных расчетов. Теоретические результаты верифицированы сравнением с экспериментальными данными для дозвуковой струи. Во многих случаях численные расчеты хорошо согласуются с данными измерений, более того воспроизводят детали временной эволюции параметров движения. Обнаружена бифуркация решения уравнения для угла атаки при близких начальных условиях. Этим явлением объясняются существенные расхождения расчетов с экспериментом, где начальные условия формировались под воздействием случайных факторов, таких как колебания стенок аэродинамической трубы. Проведены параметрические исследования решений уравнений движения, включающие эффекты начальных условий, скорости струи и размеров тела.

Эти исследования частично финансированы Air Force Office of Scientific Research, Air Force Materials Command under Contract F49620-92-C-0006.

Литература

1. *Shalaev V.I., Fedorov A.V., Malmuth N.D.* Dynamics of Slender Bodies Separating from Rectangular Cavities, AIAA Journal, 40, No. 3, 2002.

Экспериментальное исследование электризации тел, обтекаемых в присутствии пыли в газовом потоке

Э.Б. Василевский, В.Я. Боровой, В.А. Горелов, Р.А. Казанский,
Л.В. Яковлева

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Проведенное в аэродинамической трубе кратковременного действия УТ-1М ЦАГИ при числе Маха $M = 6$ предварительное исследование электризации сферы потоком воздуха, содержащим конденсированные частицы, показало, что:

- При весовой концентрации частиц Fe_2O_3 со средним весовым диаметром частиц $d_m = 0.37$ мкм в потоке приблизительно $c = 0.4$ вес.-% запыленный поток газа генерирует электрический ток на лобовой поверхности сферы приблизительно $0.4\text{A}/(\text{m}^2\cdot\text{с})$. При отсутствии частиц в потоке газа электризации тела практически не происходит.
- Генерируемый запыленным потоком электрический ток почти не зависит от сопротивления электрической цепи, соединяющей датчик электризации с “землей”.
- При высоком сопротивлении между датчиком и “землей” 560 МОм даже при небольшой концентрации частиц (доли процентов) электрический потенциал на внешней поверхности тела достигал тысячи вольт.
- Частицы железа диаметром $d_m = 1.2$ мкм также электризуют модель.
- Оценки показывают, что на поверхности спускаемого аппарата в спокойной (без бурь) атмосфере Марса на высоте порядка 25 км возможно может возникнуть существенный электрический заряд. Во время пылевых марсианских бурь вероятность такого явления значительна.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 01-01-0466), МНТЦ (проект № 1546), ИНТАС (проект № 00-0309).

ИМЕННОЙ УКАЗАТЕЛЬ

Акинфиев В.О.	15	Долгов О.С.	33
Алексенцев А.А.	63	Дорофеев Е.А.	86
Баева Н.В.	43	Дудин Г.Н.	34, 87
Баринев В.А.	40, 63, 64	Дядькин А.А.	13
Бедарев И.А.	5, 68	Егоров И.В.	70
Берлянд А.Т.	6, 65	Елизаров А.М.	35
Боголепов В.В.	7, 67	Ершов И.В.	28
Бойко В.М.	49	Задонский С.М.	13
Болдырев С.М.	8	Замилов В.Н.	88
Болсуновский А.Л.	68	Запрягаев В.И.	36
Борисов А.В.	5, 68	<u>Золотько Е.М.</u>	89
Бормотова Т.А.	9	Зосимов С.А.	18, 75, 102
Боровой В.Я.	10, 70, 71, 113	Зубенко Е.В.	20
Брагин Н.Н.	11, 63, 64	Зубин М.А.	81
Бражко В.Н.	8	Зубков А.Ф.	81
Бузоверя Н.П.	68	Зубцов А.В.	78
Бучин В.А.	12		
Ваганов А.В.	8, 13	Иванов В.В.	18, 19
Василевский Э.Б.	14, 113	Иванов И.Э.	37
Васильев В.И.	15	Ивантеева Л.Г.	108
Ватажин А.Б.	16, 72	Иванькин М.А.	15, 19, 84, 90, 92
Власенко В.В.	6, 65, 102	Иванюшкин А.К.	92
Власов Е.В.	73	Иголкин А.В.	65
Воеводенко Н.В.	73	Искендеров Х.Д.	20
Володин В.В.	9	Ихсанова А.Н.	93
Волощенко О.В.	18, 19, 75, 102		
Воропаев Г.А.	75	Казанский Р.А.	71, 113
Воротников П.П.	107	Карпов Е.В.	92
Гайфуллин А.М.	76, 78	Киреев А.Ю.	80
Гогосов В.В.	20	Киселев Н.П.	36
Голенцов Д.А.	72	Киселев А.Ф.	107
Головина Н.В.	79	Кобозев М.А.	20
Голуб В.В.	9	Коваленко В.В.	32, 51, 108
Голубкин В.Н.	21	Ковач Э.А.	43
Голубятников А.Н.	22	Козлов В.В.	38, 94
Гольдфельд М.А.	23, 24	Кокшаров Н.Л.	63
Горелов В.А.	80, 113	Комиссаров Г.В.	39, 95
Горайнов В.А.	26	Коннов С.В.	26
Григорьев Ю.Н.	28	Копченев В.И.	85
Губанов А.А.	29, 73	Коробов В.И.	75
Гувернюк С.В.	81	Кортаева Т.А.	54, 96
Гуров В.И.		Коротков Ю.В.	79
Гурылева Н.В.	30, 82, 84	Косинов А.Д.	97
Гусев Д.Ю.	32	Костюк В.К.	13
Гуськов О.В.	85	Косых А.П.	98
		Красильников А.В.	99
		Крюков И.А.	37

Кулаков А.Н.	40, 63, 64	Семисынов А.И.	97
Куприков М.Ю.	33	Серафимов В.П.	13
Лаврухин Г.Н.	15, 42, 63, 73, 99	Сергиевская А.Л.	43
Ласкин И.Н.	9	Серманов В.Н.	102
Лебига В.А.	100	Симоновский А.Я.	20
Леонов В.А.	88	Скоморохов С.И.	40, 64
Леонтьев Н.Е.	22	Скуратов А.С.	10, 70, 71
Липатов И.И.	101	Солотчин А.В.	36
Лихтер В.А.	72	Сохи Н.П.	104
Локотко А.В.	36, 55	Старов А.В.	24, 68
Лосев С.А.	43	Старухин В.П.	47
Лысенко Б.П.	95	Степанов Ю.Г.	89
Малмус Н.	54, 112	Столяров Е.П.	70, 71
Маслов А.А.	54	Суетин А.Г.	39, 95
Мерекин Д.В.	15, 42, 63, 73	Сысоев В.В.	21
Мещеряков Е.А.	102	Таковицкий С.А.	29
Миронов С.Г.	23, 45	Терешин А.М.	39, 95
Мишунин А.А.	23	Федоров А.В.	112
Нейланд В.Я.	87	Федорова Н.Н.	5, 52, 68, 105
Нестуля Р.В.	24, 68	Федорченко И.А.	52, 105
Никифоров С.Б.	36	Фомин В.М.	54
Николаев А.А.	18, 75	Харитонов А.М.	55
Острась В.Н.	102	Хонькин А.Д.	54, 107, 108
Павлов А.А.	36	Чевагин А.Ф.	92, 102
Павлова Э.Г.	15	Чернов С.В.	109, 110
Петров А.Г.	46	Чернова О.Л.	110
Петров А.В.	89	Чернышев А.В.	36, 55
Пикалов В.В.	49	Чернышев И.Л.	68
Пиотрович Е.В.	47, 102	Чугунова Н.В.	49
Пляшечник В.И.	13, 102	Шакуров А.К.	111
Подлубный В.В.	42	Шалаев В.И.	112
Поликарпов А.Н.	63, 73	Шапошникова Г.А.	12, 57
Поплавская Т.В.	48	Шашкин А.П.	54, 96
Поплавский Б.К.	88	Шевелев Ю.Д.	58
Поплавский С.В.	49	Шиленков С.В.	80
Потапкин А.В.	23	Шмаков М.В.	59, 89
Притуло Т.М.	51, 73	Щепин Г.Н.	39
Рыбак С.П.	71	Юрченко Н.Ф.	75
Сабельников В.А.	18, 19	Яковлева Л.В.	113
Самохин В.Ф.	15, 73	Яшина В.В.	84
Свириденко Ю.Н.	86		

СОДЕРЖАНИЕ

ПЕРВАЯ МЕЖДУНАРОДНАЯ ШКОЛА-СЕМИНАР “МОДЕЛИ И МЕТОДЫ АЭРОДИНАМИКИ”	3
1. И.А. Бедарев, А.В. Борисов, Н.Н. Федорова (ИТПМ СО РАН) Численное исследование сверхзвукового обтекания двумерных угловых конфигураций	5
2. А.Т. Берлянд, В.В. Власенко (ЦАГИ) Численное моделирование течения с “бегущей” детонационной волной в канале с полу- сферическим торцом	6
3. В.В. Боголепов (ЦАГИ) Асимптотический анализ структуры длинноволновых вихрей Гертлера в гиперзвуковом пограничном слое	7
4. С.М. Болдырев, В.Н. Бражко, А.В. Ваганов (ЦАГИ) Использо- вание цифровой обработки для анализа видео- и фото- изображений, полученных в аэродинамическом эксперименте	8
5. Т.А. Бормотова, В.В. Володин, В.В. Голуб (ИТЭС ОИВТ РАН), И.Н. Ласкин (ЦИАМ) Тепловая коррекция сверхзвукового входного диффузора	9
6. В.Я. Боровой, А.С. Скуратов (ЦАГИ) Управление отрывными течениями	10
7. Н.Н. Брагин (ЦАГИ) Расчетные исследования по выбору параметров аэродинамической компоновки крыла ближне- среднемагистрального самолета на крейсерском режиме полета	11
8. В.А. Бучин, Г.А. Шапошникова (Институт механики МГУ) Устойчивость жидких пленок с притоком и оттоком массы на поверхности	12
9. А.В. Ваганов, С.М. Задонский, В.И. Плещечник (ЦАГИ), А.А. Дядькин, В.К. Костюк, В.П. Серафимов (РКК “Энергия”) Комплексный подход к определению аэродинамических характеристик многоблочных ракетоносителей с надкалиберным головным обтекателем	13
10. Э.Б. Василевский (ЦАГИ) Тепловая защита поверхности от конвективного теплового потока путем вдува различных веществ	14
11. В.И. Васильев, Г.Н. Лаврухин, В.Ф. Самохин, В.О. Акинфиев, М.А. Иванькин (ЦАГИ), Э.Г. Павлова (ЛИИ), Д.В. Мерекин (ОКБ Сухого) Разработка силовой установки СПС-2 и СДС	15
12. А.Б. Ватажин (ЦИАМ) Электрогазодинамические аспекты работы авиационных двигателей: теория, лабораторный и натурный эксперимент	16

13. О.В. Волощенко, С.А. Зосимов, В.В. Иванов, А.А. Николаев, В.А. Сабельников (ЦАГИ) Экспериментальное исследование эффективности различных способов инъекции барботированного газом керосина в сверхзвуковую камеру сгорания	18
14. О.В. Волощенко, М.А. Иванькин, В.В. Иванов, В.А. Сабельников (ЦАГИ) Экспериментальное исследование газодинамических методов организации горения в сверхзвуковом потоке	19
15. В.В. Гогосов (Институт механики МГУ), Е.В. Зубенко, Х.Д. Искендеров, М.А. Кобозев, А.Я. Симоновский (Ставропольская государственная сельскохозяйственная академия) Влияние магнитного поля на тепломассоперенос и испарение капель магнитных жидкостей	20
16. В.Н. Голубкин, В.В. Сысоев (ЦАГИ) Оптимальные крылья в гиперзвуковом потоке газа	21
17. А.Н. Голубятников, Н.Е. Леонтьев (МГУ) Экстремальные задачи ускорения тел сжатым газом	22
18. М.А. Гольдфельд, С.Г. Миронов, А.А. Мишунин, А.В. Потанин (ИТПМ СО РАН) Использование излучения радикалов ОН для определения полноты сгорания углеводородных топлив	23
19. М.А. Гольдфельд, Р.В. Нестуля, А.В. Старов (ИТПМ СО РАН) Исследование воспламенения и горения керосина в модели полного двигателя.	24
20. В.А. Горяйнов, С.В. Коннов (МАИ) Моделирование аэродинамики межступенного отсека составной ракеты	26
21. Ю.Н. Григорьев (ИБТ СО РАН), И.В. Ершов (НГАВТ) Влияние кинетической неравновесности на генерацию турбулентности	28
22. А.А. Губанов, С.А. Таковицкий (ЦАГИ) Расчетные исследования параметров пограничных слоев на несущих элементах различных форм в плане при их обтекании воздушным потоком с большой сверхзвуковой скоростью	29
23. Н.В. Гурылева (ЦАГИ) Экспериментальное исследование течений торможения и смещения в каналах	30
24. Д.Ю. Гусев, В.В. Коваленко (ЦАГИ) Расчетные исследования аэродинамических характеристик сверхзвуковых ЛА с ВРД в рамках модели трехмерных стационарных уравнений Эйлера	32
25. О.С. Долгов, М.Ю. Куприков (МАИ) Структурно параметрический анализ системы управления дальнемагистрального пассажирского самолета	33
26. Г.Н. Дудин (ЦАГИ) Об областях докритического и закритического режима течения на треугольном крыле в гиперзвуковом потоке	34
27. А.М. Елизаров (НИИММ КазГУ) Вариационные обратные краевые задачи и оптимальное управление аэродинамическими формами	35

28. В.И. Запрягаев, Н.П. Киселев, А.В. Локотко, С.Б. Никифоров, А.А. Павлов, А.В. Солотчин, А.В. Чернышев (ИТПМ СО РАН) Особенности пространственной структуры течения в сверхзвуковых неизобарических струях	36
29. И.Э. Иванов, И.А. Крюков (МАИ) Численное исследование пульсационных режимов течения газа в резонаторе Гартмана	37
30. В.В. Козлов (ИТПМ СО РАН) Роль продольных структур при переходе к турбулентности в пограничных слоях и струях	38
31. Г.В. Комиссаров, А.Г. Суетин, А.М. Терешин, Г.Н. Щепин (ТМКБ “Союз”) Разработки сверхзвуковых и гиперзвуковых ПВРД в Тураевском МКБ “Союз”	39
32. А.Н. Кулаков, В.А. Баринев, С.И. Скоморохов (ЦАГИ) Оценка аэродинамических характеристик самолета в схеме “летающее крыло” на крейсерском режиме полета в натурных условиях по результатам испытаний модели ЛК-0.85 в АДТ Т-106 ЦАГИ	40
33. Г.Н. Лаврухин, В.В. Подлубный (ЦАГИ), Д.В. Мерекин (ОКБ Сухого) Аэродинамика реактивных сопел	42
34. С.А. Лосев, Э.А. Ковач, А.Л. Сергиевская (Институт механики МГУ), Н.В. Баева (РНИЦ “Курчатовский институт”, Институт водородной энергетики и плазменных технологий) Разработка генератора моделей среды для задач физико-химической газовой динамики	43
35. С.Г. Миронов (ИТПМ СО РАН) Диагностика волновых процессов в потоках низкой плотности методом электронно-пучковой флюоресценции	45
36. А.Г. Петров (ИПМ РАН) Отрывное турбулентное обтекание пологого холма	46
37. Е.В. Пиотрович, В.П. Старухин (ЦАГИ) Физические исследования течения в дозвуковых воздухозаборниках	47
38. Т.В. Поплавская (ИТПМ СО РАН) Вязкий ударный слой на заостренных телах в гиперзвуковом потоке	48
39. С.В. Поплавский, В.М. Бойко, В.В. Пикалов, Н.В. Чугунова (ИТПМ СО РАН) Новое определение коэффициента аэродинамического сопротивления тела	49
40. Т.М. Притуло, В.В. Коваленко (ЦАГИ) Оптимизация формы носовых частей корпусов летательных аппаратов при различных условиях полета со сверхзвуковой скоростью	51
41. Н.Н. Федорова, И.А. Федорченко (ИТПМ СО РАН) Математическое моделирование взаимодействия косого скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем	52
42. В.М. Фомин, А.А. Маслов, А.П. Шашкин, Т.А. Коротаева (ИТПМ СО РАН), Н. Малмус (Rockwell Science Center) Численное исследование влияния встречной сверхзвуковому потоку струи на сопротивление затупленного тела	54

43. А.Д. Хонькин (ЦАГИ) Звуковой удар, создаваемый при полете сверхзвукового самолета	54
44. А.В. Чернышев, А.В. Локотко, А.М. Харитонов (ИТПМ СО РАН) Исследование некоторых способов интенсификации смещения спутных сверхзвуковых струй в канале со сверхзвуковой скоростью течения и неравномерностью газодинамических параметров на входе	55
45. Г.А. Шапошникова (Институт механики МГУ) Задачи электрогидродинамики с подвижными и деформируемыми границами раздела	57
46. Ю.Д. Шевелев (ИАП РАН) Пространственные задачи вычислительной аэрогидродинамики	58
47. М.В. Шмаков (ЦАГИ) Метод расчета аэродинамических характеристик механизированного крыла при обдуве его струей от двигателя	59

**ВТОРАЯ МЕЖДУНАРОДНАЯ ШКОЛА-СЕМИНАР
“МОДЕЛИ И МЕТОДЫ АЭРОДИНАМИКИ”**

61

1. А.А. Алексенцев, Н.Л. Кокшаров (ОАО “Авиадвигатель”), Г.Н. Лаврухин, Д.В. Мерекин, А.Н. Поликарпов (ЦАГИ) Особенности течения в каналах с поворотом потока	63
2. В.А. Баринов, Н.Н. Брагин, А.Н. Кулаков (ЦАГИ) Скосы потока в области горизонтального оперения	63
3. В.А. Баринов, Н.Н. Брагин, А.Н. Кулаков, С.И. Скоморохов (ЦАГИ) Расчетные и экспериментальные исследования вертикальных законцовок крыла дозвукового пассажирского самолета	64
4. А.Т. Берлянд, В.В. Власенко (ЦАГИ), А.В. Иголкин (МФТИ) Взаимодействие головного скачка с течением Прандтля–Майера при стационарном обтекании заостренного тела горючей смесью	65
5. В.В. Боголепов (ЦАГИ) О влиянии температуры поверхности на структуру длинноволновых вихрей Гертлера	67
6. А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузовера, И.Л. Чернышев (ЦАГИ) Гибридный генетический алгоритм оптимизации для задач аэродинамического проектирования	68
7. А.В. Борисов, И.А. Бедарев, Н.Н. Федорова, Р.В. Нестуля, А.В. Старов (ИТПМ СО РАН) Численное моделирование и экспериментальное исследование сверхзвуковых турбулентных течений в плоских каналах переменного сечения	68
8. В.Я. Боровой, И.В. Егоров, А.С. Скуратов, Е.П. Столяров (ЦАГИ) Аэродинамическое нагревание марсианских спускаемых аппаратов	70

9. В.Я. Боровой, Р.А. Казанский, А.С. Скуратов, Е.П. Столяров (ЦАГИ), С.П. Рыбак (РКК “Энергия”) Исследование нестационарных давлений на моделях в ударной аэродинамической трубе	71
10. А.Б. Ватажин, Д.А. Голенцов, В.А. Лихтер (ЦИАМ) Электрические аспекты разрушения металлических тел в газодинамическом потоке	72
11. Е.В. Власов, Г.Н. Лаврухин, Д.В. Мерекин, А.Н. Поликарпов, В.Ф. Самохин (ЦАГИ) Акустические и газодинамические характеристики выходных устройств различных схем	73
12. Н.В. Воеводенко, А.А. Губанов, Т.М. Притуло (ЦАГИ) Решение задачи оптимизации сверхзвуковой компоновки крыло-фюзеляж с воздухозаборниками с учетом эффектов полезной интерференции	73
13. О.В. Волощенко, С.А. Зосимов, А.А. Николаев (ЦАГИ) Экспериментальное исследование процесса горения жидкого углеводородного топлива в плоском канале при сверхзвуковой скорости потока на входе	75
14. Г.А. Воропаев, В.И. Коробов, Н.Ф. Юрченко (Институт гидромеханики НАН Украины) Формирование вторичного течения в пограничном слое на плоской и криволинейных поверхностях с периодическим нагревом	75
15. А.М. Гайфуллин (ЦАГИ) Струйно-вихревой след в турбулентной атмосфере	76
16. А.М. Гайфуллин, А.В. Зубцов (ЦАГИ) О моделировании обтекания крыла в АДТ	78
17. Н.В. Головина, Ю.В. Коротков (ЦАГИ) Численный расчет обтекания модели лоткового воздухозаборника сверхзвуковым потоком идеального газа	79
18. В.А. Горелов, А.Ю. Киреев, С.В. Шиленков (ЦАГИ) Моделирование неравновесных физико-химических процессов для условий полета в атмосфере Марса	80
19. С.В. Гувернюк, М.А. Зубин, А.Ф. Зубков (Институт механики МГУ) Экспериментальное исследование обтекания тел с уловленным вихрем	81
20. Н.В. Гурылева (ЦАГИ) Торможение и смешение сверхзвуковых потоков в каналах различной формы	82
21. Н.В. Гурылева, М.А. Иванькин, В.В. Яшина (ЦАГИ) Экспериментальное исследование интерференции сдвиговых слоев с псевдоскачком	84
22. О.В. Гуськов, В.И. Копченков (ЦИАМ) Исследование воспламенения и горения струи водорода за пилоном	85
23. Е.А. Дорофеев (МФТИ), Ю.Н. Свириденко (ЦАГИ) Применение нейросетевых технологий в задачах аэродинамического проектирования и определения характеристик летательных аппаратов	86

24. Г.Н. Дудин, В.Я. Нейланд (ЦАГИ) О закритическом течении на треугольном крыле при “ньютоновском” предельном переходе	87
25. В.Н. Замилов, В.А. Леонов, Б.К. Поплавский (МАН) Информационная модель накопления и кодификации знаний в области летных испытаний авиационной техники	88
26. <u>Е.М. Золотько</u> , А.В. Петров, Ю.Г. Степанов, М.В. Шмаков (ЦАГИ) Исследование влияния отказа двигателя на аэродинамические характеристики транспортного самолета с ТВД	89
27. М.А. Иванькин (ЦАГИ) Исследование взаимодействия сдвиговых слоев со скачками уплотнения применительно к разработке газодинамических методов организации горения в сверхзвуковом потоке	90
28. М.А. Иванькин, А.Ф. Чевагин (ЦАГИ) Газодинамические аспекты разработки многорежимного нерегулируемого прямооточного двигателя	92
29. А.К. Иванюшкин, Е.В. Карпов (ЦАГИ) Исследование физических особенностей обтекания воздухозаборников при больших закритических углах атаки	92
30. А.Н. Ихсанова (НИИММ КазГУ) Вычислительные эксперименты в задачах оптимизации формы крыловых профилей с ограничением на максимум скорости в бесконечном потоке и над экраном	93
31. В.В. Козлов (ИТПМ СО РАН) Роль продольных локализованных структур в процессе перехода к турбулентности в пограничных слоях и струях	94
32. Г.В. Комиссаров, Б.П. Лысенко, А.Г. Суетин, А.М. Терешин (ТМКБ “Союз”) Высокоскоростные ПВРД в разработках Тураевского МКБ “Союз”	95
33. Т.А. Коротаева, А.П. Шашкин (ИТПМ СО РАН) Численные исследования обтекания сверхзвуковым потоком подветренной стороны дельта-крыла	96
34. А.Д. Косинов, А.И. Семисынов (ИТПМ СО РАН) Применение спектров высокого порядка для изучения нелинейных стадий перехода в сверхзвуковом пограничном слое	97
35. А.П. Косых (ЦАГИ) Проблемы и результаты расчетных исследований аэрогазодинамики схематизированных летательных аппаратов сложной формы и их элементов	98
36. А.В. Красильников (ЦНИИМаши) Универсальные свойства аэродинамических характеристик при гиперзвуковых скоростях	99
37. Г.Н. Лаврухин (ЦАГИ) Сопла самолетов XXI века. Достижения и проблемы	99
38. В.А. Лебига (ИТПМ СО РАН) Исследование высокоскоростных течений с помощью термоанемометра	100
39. И.И. Липатов (ЦАГИ) Исследование нестационарных сверхзвуковых течений с интенсивным вдувом	101

40. Е.В. Пиотрович, В.Н. Серманов, В.Н. Острась, О.В. Волощенко, С.А. Зосимов, А.Ф. Чевагин, В.В. Власенко, Е.А. Мещеряков (ЦАГИ) Исследование проблем горения жидкого углеводородного топлива в каналах	102
41. В.И. Пляшечник (ЦАГИ) Экспериментальные исследования влияния числа Re на положение центра давления оживально-цилиндрического тела с кормовой конической “юбкой” при $M_\infty = 4 \div 9$	102
42. Н.П. Сохи (СибНИИ) Прогнозирование характеристик штопора легких самолетов на основе моделирования режимов штопорного вращения в горизонтальной аэродинамической трубе	104
43. Н.Н. Федорова, И.А. Федорченко (ИТПМ СО РАН) Моделирование взаимодействия ударной волны с пылевым слоем, расположенным на твердой поверхности	105
44. А.Д. Хонькин, А.Ф. Киселев, П.П. Воротников (ЦАГИ) Систематизация и анализ измерений фонового шума и его влияние на переход в больших АДТ	107
45. А.Д. Хонькин, В.В. Коваленко, Л.Г. Ивантеева (ЦАГИ) Исследование зон слышимости звукового удара в температурно-неоднородной атмосфере с ветром и влияние компоновки сверхзвукового административного самолета на интенсивность звукового удара	108
46. С.В. Чернов (ЦАГИ) Устойчивость движения хорошо обтекаемого тела в условиях интенсивной абляции носка	109
47. С.В. Чернов, О.Л. Чернова (ЦАГИ) Некоторые задачи оптимизации формы тела, подвергающегося интенсивной абляции в полете	110
48. А.К. Шакуров (ОКБ Сухого) Экспериментальное исследование учебного самолета с крылом обратной стреловидности	111
49. В.И. Шалаев, А.В. Федоров (ЦАГИ), Н. Малмус (Rockwell Science Center) Динамика падения тонкого тела в струю	112
50. Э.Б. Василевский, В.Я. Боровой, В.А. Горелов, Р.А. Казанский, Л.В. Яковлева (ЦАГИ) Экспериментальное исследование электризации тел, обтекаемых в присутствии пыли в газовом потоке	113
ИМЕННОЙ УКАЗАТЕЛЬ	114
СОДЕРЖАНИЕ	116

МОДЕЛИ И МЕТОДЫ АЭРОДИНАМИКИ

Материалы
I и II Международных школ-семинаров

Редактор - *И.И. Липатов*
Ответственный редактор – *М.А. Иванькин*
Компьютерная верстка – *О.Л. Чернова, С.В. Чернов*
Технический секретарь – *В.В. Яшина*

Издательство Московского Центра
непрерывного математического
образования

Лицензия ИД №01335 от 26.03.2000 г.
Подписано в печать 24.05.2002 г. Формат 60х88/16. Гарнитура Таймс.
Бумага книжно-журнальная. Тираж 150 экз. Заказ № 2405

МЦНМО
121002, Москва, Большой Власьевский пер., д. 11